

工學碩士 學位論文

위상 평균법을 이용한 진동 날개 주위 유동의 실험적 해석

Experimental Study of Flow Fields Around an Oscillating
2 / 3-Dimensional Airfoil Using Phase Averaging

指導教授 玄 汎 洙

2006年 2月

韓國海洋大學校 大學院

海 洋 시 스 템 工學科

金 戊 囁

목 차

Nomenclatures	3
Abstract	4
I. 서론	5
1.1 서언	5
1.1.1 연구 배경 및 개요	5
1.1.2 연구 사례	7
II. 본론	10
2.1 실험 장치 및 실험 조건	10
2.1.1. 2차원 진동 날개 실험	10
실험 장치	10
구동 장치 및 날개 형상	11
실험 조건	15
2.1.2. 3차원 진동 날개 실험	18
구동 장치 및 날개 형상	18
실험 조건	20
2.2 PIV를 이용한 유동 해석	21
2.2.1. PIV 원리	21
2.2.2. 계측부 조명 및 영상 촬영	22
2.2.3. 영상 획득 및 처리	24
2.2.4. 영상 획득 예	29
2.3. PIV를 이용한 날개 주위 유동 해석 결과	31
2.3.1. PIV를 이용한 2차원 진동 날개 주위 유동 해석 결과	31
평균 받음각이 5도인 경우	31
평균 받음각이 15도인 경우	46
2.3.2. PIV를 이용한 3차원 진동 날개 주위 유동 해석 결과	58
III. 결론	67
참고 문헌	

Nomenclatures

x	:	coordinate axis
y	:	coordinate axis
z	:	coordinate axis
r	:	radial coordinate
α	:	angle of attack
$\Delta\alpha$:	amplitude of sdcillation
ν	:	kinematic viscosity
C	:	wing chord
f	:	requency of oscillation
K	:	reduced frequency, $K = \pi f C / U_\infty$
k	:	turbulent kinetic energy
ω	:	vorticity
Re	:	Reynolds number, $Re = U_\infty C / \nu$
U_∞	:	freestream velocity
U_θ	:	tangential velocity
Γ	:	circulation of measurement area

Abstract

First, the present study deals with the visualization of flow fields around and behind a 2-D & 3-D NACA0012 airfoil oscillating with various frequencies. Since the unsteadiness of flow is then known to be depending on the reduced frequency K , the airfoil was oscillated by using a servo-motor which could be computer-controlled at wide range of frequencies and amplitudes. It was tentatively found that the global flow field was greatly altered by the reduced frequency and the mean angle of attack by the frequency. Results contained in this paper could provide the valuable information on the study for fluid-structure interaction. And then, an experimental study was carried out to examine quantitatively the vortical flow fields around and behind an oscillating 2-dimensional airfoil by phase. A NACA0012 airfoil with an aspect ratio of 4.0 was mounted on the middle section of the CWC (Circulating Water Channel), and the airfoil was sinusoidally pitched about the quarter chord. The mean angle of attack was set at various angles and the amplitude of oscillation was set at 2.5. The flow visualization and measurements were made for depending on the reduced frequency K , and Reynolds number Re . This paper introduces the results by an experiments and measures, and that compares case the ignore phase and case that is not so. Last, Evolution of the unsteady three-dimensional tip vortex in the wake field of a rectangular NACA 0012 hydrofoil in pitching motion is investigated. Measurements were made in CWC using PIV. An airfoil has an aspect ratio of 5 with chord length of 10cm. Pitching angle and mean angle of attack were set to $\pm 5^\circ$ and 10° , respectively. (i.e. the angle of attack varies from 5° to 15°). Frequency of oscillation was varied from 0.1Hz to 1Hz in order to study the effect of unsteadiness imposed by various frequencies, which correspond to the reduced frequency of $K=0.1, 0.21, 0.52$ and 1.06 . Reynolds number based on chord length and free-stream velocity was 3.0×10^4 . Phase-averaging technique was employed. Unsteadiness and variation of the size and characteristics of tip vortex at different reduced frequency were discussed.

I. 서론

1.1.서언

1.1.1 연구 배경 및 개요

프로펠러를 추진 장치로 이용하고 있는 대부분의 선박은, 선박이 전진 운항을 할 때 프로펠러의 날개로 유입되는 상대적인 흐름의 속도는 날개의 회전 속도와 선박의 전진 운항 속도가 합성이 되어 나타나므로 프로펠러 날개 단면의 leading edge에서의 유입 상대 속도는 trailing edge보다 더 큰 값을 가지며, 날개 주변 일부 영역에서는 역류(retreating flow)도 생성된다. 이러한 속도의 차이는 양력의 비대칭을 초래하고 롤링 모멘트(rolling moment)를 생성시켜 날개 자체의 진동이 발생하거나 운항의 안정성을 해치게 되는 현상이 발생한다. 특히, 프로펠러 날개의 진동을 통한 받음각의 주기적인 변화는 정상 상태의 실속 받음각보다 더 큰 받음각이 형성 되어 피칭 모멘트의 급격한 증가로 인한 프로펠러 자체의 양력이 급감하는 현상이 나타나는데 이를 동실속(dynamic stall)이라고 한다. 이러한 동실속에 의한 수중 운동체 추진기의 방사소음 및 진동 등을 줄이기 위하여 감쇠 효과가 뛰어난 복합재료 추진기의 개발에 관한 연구가 활발히 시도되고 있으며 특히 군사용 항공 및 조선 분야에서는 수중 운동체의 음향을 추적하는 소나의 피 탐지 능력은 추진기의 방사 소음 수준에 절대적인 영향을 받으므로, 소나 성능을 향상시킬 목적인 추진기 방사 소음을 저감하려는 노력의 일환으로 복합재 추진기를 장착하는 방안이 제시되었다. 그러한 목적으로 과거 1970년대 이후 많은 나라에서 추진기 성능 향상과 방사 소음을 줄일 목적으로 고감쇠 복합재료의 추진기를 선박에 적용하려는 기술 개발이 진행되었다. 최근에는 조선 선진국들을 중심으로 소형 상선 또는 특수선에 적용할 목적으로 기본 연구가 진행되는 가운데, 2000년, 2002년, ITTC 추진기술 위원회에서는 프로펠러의 유탄성 현상을 파악하는 해석적/실험적 방법에 대한 연구 내용을 검토하기에 이르렀다.

일반 상선과 달리 소음 성능이 중요한 수중 운동체 추진기에서는 비정상 힘과 토크를 감소시키고, 날개 끝 보텍스(tip vortex)에 의한 방사 소음을 감소시키기 위해서 많은 연구가 수행되어 왔다. 추진기 소음을 줄이기 위하여 고스큐(high skew)를 비롯한 날개 끝 부하 감소(tip unloading) 등 추진기 날개를 저소음 형상으로 설계하는 방법이 일반적으로 사용되고 있다. 또한, 최근에는 선진 각국에서 감쇠 효과가 뛰어난 복합재

료로 만든 추진기 개발에 관한 연구도 활발히 진행되고 있다. 그러나 FRP 등 복합재료는 강성이 약해서 추진기 날개 변형이 비교적 크게 발생하고 이에 따라 추진기의 유체역학적 특성도 달라지므로 복합재료 추진기를 설계할 때는 날개의 변형이 추진 성능에 미치는 영향을 예측하여 이를 설계에 반영해야한다. 다시 말해서 유체와 탄성체 간의 상호작용을 고려한 유탄성(hydroelasticity) 해석이 요구된다. 일반적으로 복합재 추진기의 날개는 일반 금속재에 비하여 강성이 낮으므로 프로펠러의 고유진동수가 더 낮은 영역에 속하게 되고 따라서 프로펠러에 작용하는 외력항의 낮은 차수 조화(harmonics) 성분과 공진현상을 일으켜서 동적(dynamic) 효과가 더욱 커질 가능성이 높다. 추진기의 성능 측면에서 볼 때는 탄성체의 평균 변형량이 의미가 있을 것이나, 피로 성능을 포함하는 강도나 소음의 관점에서 보면 고차 진동 성분을 고려해야하므로 유체-구조 상호 작용을 고려한 정확한 해석 기법의 확보가 필요하다.

본 연구는 복합재료의 추진기 사용을 가정한 첫 단계로서 진동하는 2차원 날개 후류에 형성되는 와류 운동 특성에 대한 실험적 연구를 수행하게 되었다. 물론 복합재 추진기와 같이 그 형상이 변하는 물체에 대한 연구는 아니지만 비정상 유동장에서 움직이는 물체 주위의 유동해석 자체만으로 아직도 많은 검증이 필요하기 때문에 이러한 실험은 유탄성해석의 초기 연구 단계로서 그 의미가 매우 크다고 할 수 있다. 진동하는 날개의 받음각 변화에 따른 주위 유동에 영향을 주는 변수로는 평균 받음각, 받음각 진폭, 레이놀즈 수, 날개의 형상, 진동수 등이 있다. 이중 평균 받음각과 받음각 진폭이 작은 경우에는 일반적으로 경계층 유동특성을 띄게 되지만, 평균 받음각과 받음각 진폭이 어느 정도 이상이 되면 박리영역이 커지면서 실속(stall) 현상을 보이게 되고 완전히 다른 유동장을 형성하게 된다. 이러한 기본 유동장은 진동수에 따라 준정상유동과 비정상유동으로 크게 달라지기 때문에 진동수의 변화에 따른 비정상성을 조사하는 것이 본 문제의 핵심이라 할 수 있다. PIV(Particle Image Velocimetry)를 이용한 진동하는 날개 주변의 흐름 가시화를 보면 동실속 와류는 그 크기가 날개 시위 길이와 비견될 만하며, 와류와 동일한 유동 형상을 가지고 있고, 받음각이 커짐에 따라 leading edge에서 형성된 와류와 trailing edge에서 생성된 와류가 서로 상호 간섭을 하는 현상을 볼 수 있었다. 또한 진동하는 날개의 후류에서 볼 수 있는 정상 후류와 다른 특징은 비정상 공력 변화에서 볼 수 있는 것과 같은 이력현상(hysteresis)으로서, 순간 받음각이 같더라도 날개의 진동 방향(pitching up/down)에 따라 후류의 속도 및 난류도 분포, 후류 두께 등이 서로 다른 양상으로 나타난다. 이처럼 속도 및 받음각의 주기적인 변화로 인해 형성되는 2차원날개 주위의 비정상 유동 특성을 파악하기 위한 것이 이번 연구의 주 목적으로서 그 연구결과를 상세히 다루었다.

한편, 2차원 날개 단면과 달리 3차원 날개는 흡입면과 압력면의 압력차이에 기인한 날개 끝 와류가 형성된다. 이러한 와류는 추진 성능에 많은 영향을 미치게 되며, 특히 추진기 뒤에 형성되어 전개되는 Tip vortex는 성능 및 소음면에서 여러 문제점을 야기할 수 있기 때문에 과거부터 많은 연구가 진행되어 왔으나 진동하는 날개에 대한 연구는 아직도 매우 부족한 실정이다. 따라서 본 연구는 진동하는 2차원 날개에 대한 연구의 연장선 상에서 진동하는 3차원 날개에 미치는 비정상성 즉, 날개 끝 와류(tip vortex)의 구조 변화에 대해서도 함께 다루었다.

1.1.2. 연구 사례

짧은 주기를 갖는 복합재 추진기 주위의 높은 레이놀드 수와 비정상성의 유동장은 이에 해당하는 복잡한 탄성 변형이 따른다. 국부적인 유동과 동적인 탄성 변형을 고려함으로써 유체-구조 상호작용의 정성적/정량적인 분석이 필요하며, 유동장 내에서 구조물의 진동과 천이응답 특성을 얻기 위한 유체-구조 상호작용을 연성시킨 수치 모사가 필요하다. 국외의 연구사례를 보면 현 수준은 준정상 하중에 의한 복합재 프로펠러의 기하학적 대변형 정적 유탄성 연구가 가능하다. 그 중에서도 스웨덴 선박연구소(SSPA)에서 1986년에 연구를 시작하여 유연한 재료의 프로펠러 'FlexProp'을 개발한 후 이를 해군 함정에 적용한 바 있다. 최근 들어 불균일 반류중에 작동하는 박용 프로펠러의 하중 변화가 적은 적당한 변형이 유발되도록 프로펠러 설계과정을 정립하는데 주력하고 있다. 또한 미국 ONR에서는 1994년부터 날개 끝/허브 보우텍스 캐비테이션의 초기 발생을 억제하기 위한 목적으로 복합재 날개의 모형 시험을 수행하였다. 수동날개제어(passive blade control)개념을 통하여 캐비테이션 초생을 억제하는데 초점을 맞추는 설계 기법도 개발되고 있다.

이차원 날개가 진동을 하면서 발생하는 비정상성은 이러한 유체-구조상호작용을 이해하는데 중요한 요소가 될 수 있으며 특히 유탄성 해석과 같은 다루기 힘든 문제에 열쇠를 제공하기 때문에 오래전부터 여러 기초 연구가 진행되어 왔다. 진동 하는 날개 주위의 유동장에 대한 연구는 본 실험 날개의 주위 유동뿐만 아니라 급격한 비행조각이 있는 비행기의 조종면(control surface), 풍차, 배의 추진기(marine propeller) 및 터보기관의 터빈 블레이드(turbine blade)등의 주위 흐름에 응용될 수 있어 비정상 공기 역학에서 취급되는 중요한 과제 중 하나이다. 이러한 진동날개에 관한 연구로는 Katz & Weihs(1978), Kadlec & Davis(1979), Oshima Y & Oshima K(1980) 등이 있는데, 무차원 진동수에 비하여 더 큰 값 ($K > 1$, 여기서 $K = wC/2U$ 로서 w, C, U 는 각각 날개의 회전각속도, 코오드길이 및 유입속도를 나타냄)으로 진동하는 익형 주위

후류 유동장이 다양하게 변화하는 것을 관찰하였다. 또한, De Ruyck & Hirsch(1981)은 K 값이 0.36, 1.06으로 각각 진동하는 익형 후류의 위상 평균속도 및 난류강도를 열선유속계로 측정하였다. 이들은 소위 Rotation slanted hot wire 방법을 사용하였기 때문에 난류강도가 큰 유체영역에 대하여는 상당한 오차를 포함할 가능성이 있으나 처음으로 위상 평균된 난류강도를 측정하였다는 의미가 크다. De Ruyck & Hirsch(1983)은 다시 날개의 위치에 따른 관찰 내용을 발표하였는데 이들은 순간 받음각이 같더라도 익형의 진동 방향에 따라 흐름의 속도 및 난류 분포가 서로 다른 양상으로 나타나는 이력현상을 관찰하였으며, 비정상 상태의 후류 두께와 난류 강도는 동일한 받음각의 정상 상태에 비해 더 작다고 보고하였다. 또한 진동하는 날개의 3차원 연구에 있어서는 Higuchi 등 (1986)은 $Rn = 5 \times 10^4$ 인 경우 NACA 66₂-415의 후류에서 날개끝 와류의 roll-up을 조사 하여 날개끝 와류 핵반경은 받음각과 하류거리가 증가하고, 레이놀즈수가 감소함에 따라 증가함을 밝혔다. Yeh & A. Plotkin (1986)은 큰 aspect ratio를 갖는 날개의 wake roll-up 현상을 조사하여 날개 받음각 별(5° , 10°) 와류의 형상과 순환 값에 대한 정보를 제공하였다. Dacles-Mariani 등 (1997)은 $Rn = 4.6 \times 10^6$, 받음각이 10° 로 고정된 NACA 0012 날개를 수치해석하여 Tip vortex에 관한 와도 및 날개 표면의 압력 분포, 유선 등을 조사하였고, Ramaprian & Zheng (1998)은 날개 끝 와류의 구조 및 전개에 대한 이해를 위하여 직사각형 날개(NACA 0015)를 이용해 받음각 $5^\circ \sim 15^\circ$, $K=0.1$, $Rn=1.8 \times 10^5$ 의 실험 조건 하에서 위상평균속도, 와류중심 위치 이동, 와류강도 등을 조사하였다.

국내에서 진동하는 날개의 후류에 형성되는 와류 운동과 관련된 연구로는 김종성 (1989)이 풍동 모형을 제작하여 연선 가시화 방법을 이용해서 실험한 바 있다. 이 실험에서는 무차원 변수로 레이놀즈수와 무차원 진동수 K 를 이용하였고, 받음각 진폭을 고정하되 평균 받음각을 변화시켜 날개 후류 관찰 영역을 3단계로 나누어 박리의 특성을 조사하였다. 또한 김대상(1997)은 전산 유체를 이용하여 여러 가지 변수에 따른 진동하는 날개단면 주위의 비점성/점성 유동에 관한 수치적 연구를 수행하였고, 최근에는 김기섭, 강관형 등(2003)이 균일류 중에서 이차원 날개단면이 일정한 주기로 피칭(pitching)운동을 할 때 발생하는 캐비테이션 특성을 캐비테이션 터널에서 실험적으로 조사한바 있다. 이 실험에서는 날개의 흡입면에 공기를 주입하여 캐비테이션 특성 변화와 이에 따른 수중 방사 소음의 주파수 영역별 특성을 조사하여 주입된 공기에 의해 캐비테이션이 제어되고, 약 2kHz 이상의 주파수 영역의 소음을 크게 감소시킨다는 결론을 도출하였다. 정봉구(2003)등은 보텍스 패널법을 이용한 비정상 3차원 날개의 피칭 운동에 관한 연구 논문을 발표하기도 하였다. 3차원 날개에 미치는 비정상성 즉, 날

개 끝 와류(tip vortex)의 구조 변화에 대한 연구로는 장조원, 박승오 (1999)를 들 수 있다. 이들은 받음각이 25° 까지 진동하는 날개의 Tip vortex roll-up 현상을 연구하였는데, $Rn = 3.4 \times 10^4$ 형, 측정거리 $x/c = 0.5, 1.5$, 평균 받음각 15° , 진폭 $\pm 15^\circ$ 인 경우 NACA 0012형상을 갖는 날개 모델을 이용하여 진동하는 비정상 3차원 날개의 tip vortex roll-up 현상을 이해하기 위해 평균 속도장, 순환, 와도 등의 유동장 특성에 대한 자세한 정보를 제공하였다.

II. 본론

2.1. 실험 장치 및 실험 조건

2.1.1 2차원 진동 날개 실험

실험 장치

본 논문의 실험은 해양대학교 회류수조(Circulating Water Channel)에서 수행하였다. 회류수조에서 유속의 발생은 2 Impeller Vertical Type(OV2 - 60B)을 이용하며, 수조의 전체 크기는 길이 12.5m, 폭 2.2m, 높이 5.2m이며, 본 실험이 행해진 관측부의 크기는 길이 5.0m, 폭 1.8m, 높이 1.2m이다. 수조의 가동시 사용되는 물의 용량은 60ton이며 수조의 발생유속은 0.1m/sec ~ 2.0m/sec까지 이다. 그리고 수조의 구동은 AC 22kw × 2set Impeller Motor로 구동된다.

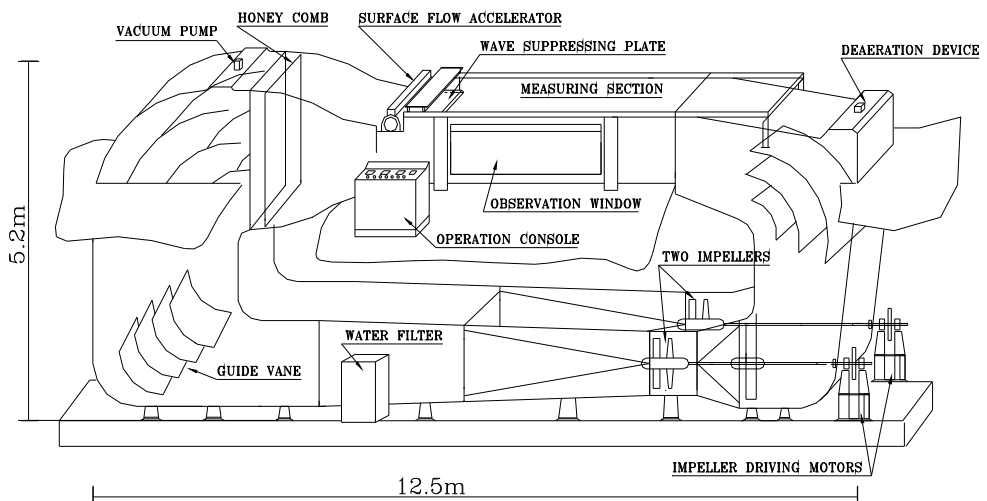


Fig. 1 Circulating Water Channel

실험 장치의 진동 방지와 고정을 용이하게 하기 위하여 Fig. 2와 같은 2차원 이송장치(Axis Traverse)를 사용하였는데 이송장치의 전체 크기는 길이 1.8m, 폭 0.4m, 높이 0.3m이며 작동범위는 수심방향으로 0.5m이고 길이 및 폭 방향으로 자유롭게 이동이 가능하다.

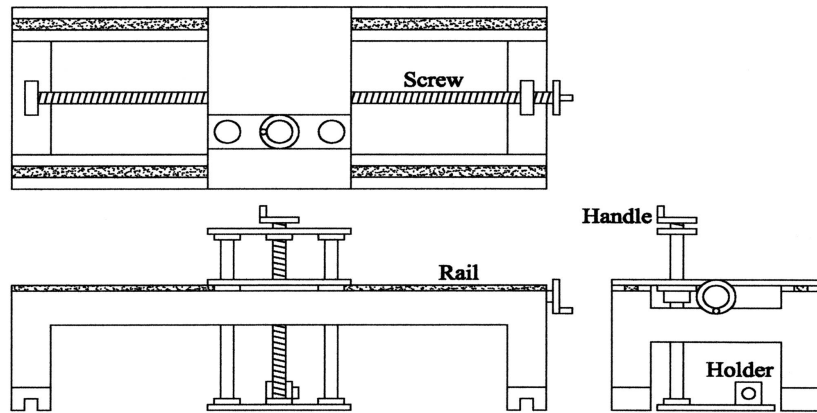


Fig. 2 Traversing Unit

구동 장치 및 날개 형상

본 실험에서 사용한 모형 구동장치는 흐름 방향이 개방식 형태로써 스테인레스와 아크릴을 이용하여 날개의 코드 방향과 스패ن 방향의 운동을 고정시켰으며, 시험부는 아크릴로 나머지 수축부는 스테인레스로 제작하였다. 모형의 날개의 진동 제어는 AC 서보 모터와 PC를 통한 컨드롤러를 이용하여 회전의 힘을 분산시키지 않고 타이밍 벨트와 풀리를 이용해서 직접 전달하는 방식을 채택하였다. 사용되어지는 AC 서브 모터는 Mitsubishi사 제품으로 그 재원은 최대 출력이 750W, 최대 토크 7.2N·m, 최대 회전 속도는 4500r/min, 무게는 3kg인 고성능 소형모터이다. Fig. 3은 각 부품의 재원과 각 방향의 형상을 표현하고 있으며 Fig. 4는 실험장치의 개념도를 나타내고 있다. 구동부의 사진이 Fig. 5에 나와 있는데 벨트는 고무 재질을 이용하였고, 풀리는 강화 플라스틱을 이용한 기어 모형을 도입해서 모터에 부착시켰다.

실험에 사용되어진 날개는 2차원 NACA 0012 날개로서 코드 길이가 100mm, 최대 두께 12mm, 스패인이 1000mm로서 세장비(aspect ratio)는 10이다. 모델의 재질은 알루미늄 합금이고 날개 끝까지 fairing 되어 있다.

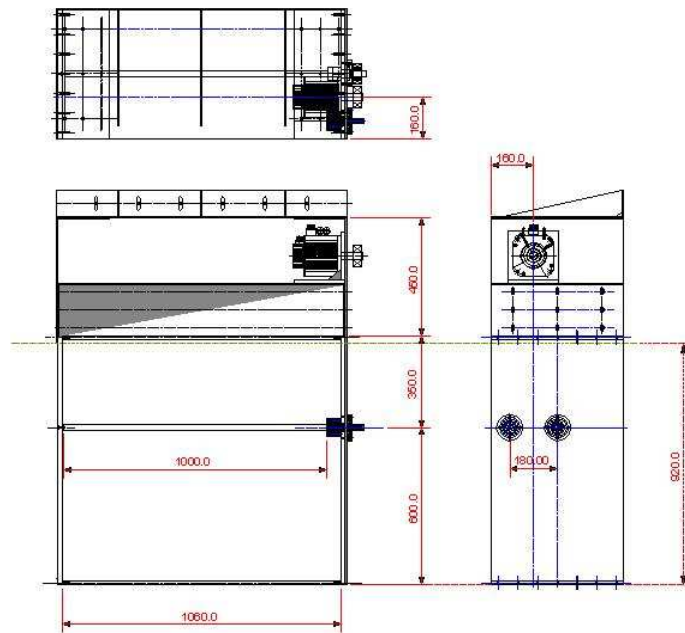


Fig. 3 Drawing of Test Unit

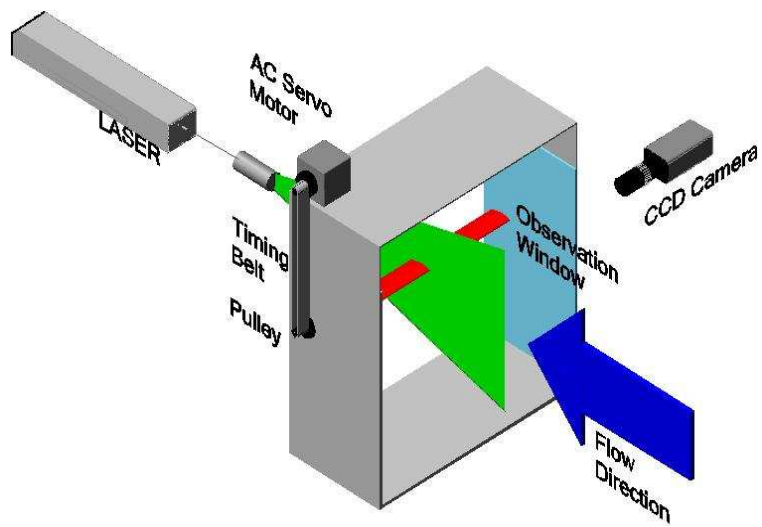
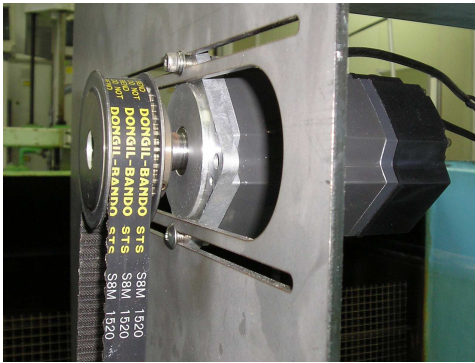
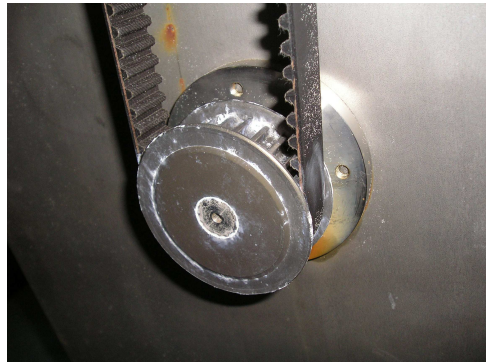


Fig. 4 Schematics of Experiment



(a) AC Servo Motor



(b) Timing Belt & Pulley

Fig. 5 Driving Unit

구동장치를 보다 자세히 소개하면 다음과 같다. PC 이용한 초기 날개의 위상 제어기 (Positioning Controller)는 Fig. 6의 프로그램을 이용하게 된다. 프로그램 상의 각 입력 값은 (1) Motor Speed : 모터의 회전 속도 제어 창, (2)Accel / Decel time : 가 / 감속 제어 창, (3) Move distance : 날개의 피칭 거리 및 회전량 제어 창, (4)Forward : 날개가 Pitch-Up 되면서 조절되는 스위치 (5)Reverse : 날개가 Pitch-Down 되면서 조절되는 스위치를 나타낸다.

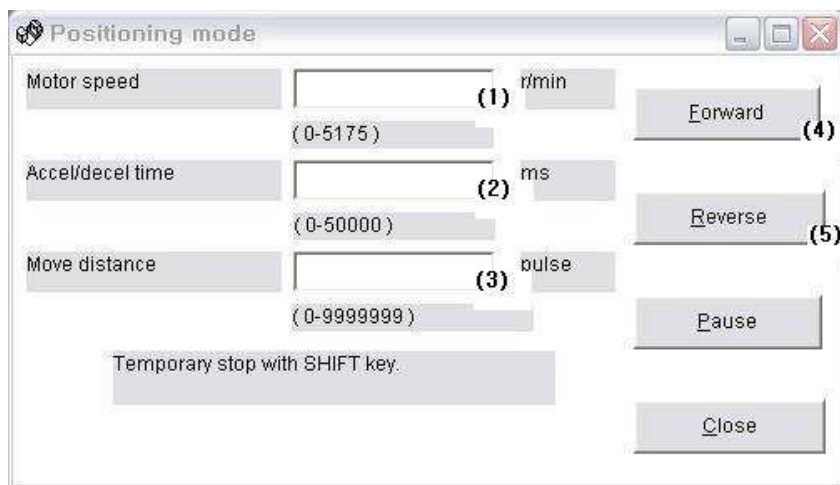


Fig. 6 Positioning Controller

마지막으로 모터에 직접 명령을 주어 날개의 진동을 제어하는 Controller가 Fig. 7에 나타나 있다. 이 제어기에는 우리가 명령을 주는 수치를 직접 확인할 수 있는 모니터가 설치되어 있고 계산기 형식의 커서를 이용하여 Pitch 거리인 Step 수를 입력하고 진동하는 주파수를 수치적으로 입력하여 이용하도록 되어있다. 입력된 수치는 날개를 진동시키는 모터에 디지털 화시켜 신호를 전달하는 앰프(Amplifier)를 거쳐 진동하게 된다. 정보입,출력 개략도는 Fig. 8과 같다.



(a) Controller



(b) Amplifier

Fig. 7 Pitching Controller

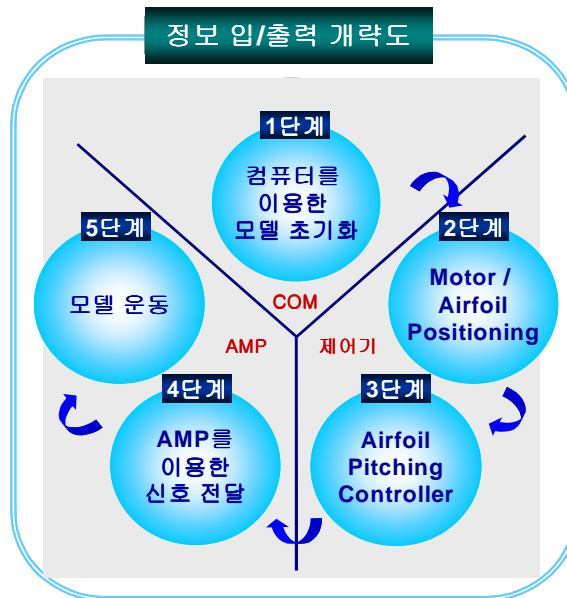


Fig. 8 Schematics of Data Input and Output

실험하는데 있어서 날개를 진동시키는 모든 과정은 먼저 날개의 위치를 컴퓨터 프로그램을 이용하여 초기화를 시켜서 Pitching Controller를 이용하여 진동하는 Pitching 거리와 진동수를 정의하고 그 값의 Calibration 되어진 수를 모니터 되도록 커서로 입력, 그 수에 대하여 Motor가 응답하도록 앰프를 거쳐 신호를 읽어 날개가 진동하게 되는 것이다.

실험 조건

진동하는 날개 주위 유동장에 관한 연구에서 사용되는 무차원 변수로는 레이놀즈 수와 자유흐름과 진동속도 간의 비로 표시되는 무차원 진동수(Reduced frequency)가 있다. 본 연구에서는 코드 길이와 자유흐름속도 (free stream velocity)를 기준으로 한 레이놀즈 수를 사용하였다. 무차원 진동수는 기준 길이와 한 주기 동안에 유체 입자가 기준 속도로 진행한 거리의 비를 의미하는 무차원 비정상 상사 변수(Unsteady similarity parameter)로, 진동하는 날개에 관한 연구에서는 보통 코드 길이의 절반을 기준 길이로 하여 $K = \omega C / 2U$ 로 정의된다. 여기서 ω 는 진동 각속도, C는 날개의 코드, U는 자유흐름속도를 각각 나타낸다. 또한 앞에서 언급되어진 평균 받음각은 날개 진동 시 기준이 되는 각도로 정의를 하며, 받음각 진폭은 날개 진동 구간 즉, Pitch 값이 가장 높을 때와 가장 낮을 때의 각도 거리로 정의 된다.

본 연구에서의 실험 조건에 앞서 프로펠러 주변의 유입 속도와 자체 회전 속도로 인한 진동을 보다 현실적인 측면(날개의 amplitude $\pm 1^\circ \sim 2^\circ$, frequency 0.1Hz ~ 10Hz 인 환경)에서 구상을 하려 하였으나, 구동 장치 및 PIV 시스템 자체의 성능 한계로 인하여 모든 원하는 실험 조건 하에서 연구를 수행하지는 못하였다. 다음 표 2-2-2에는 현재의 구동장치로 실험 가능한 시스템 환경을 보여주고 있다.

Table. 1 Performance Limits of A.C. Servomotor Controller

System	성능 범위	비고
Re	$2 \times 10^4 \sim 3 \times 10^4$	청수
K (Reduced frequency)	$0.105^{①} \sim 7.85^{②}$	①Freq.=0.1, U=0.3m/s ②Freq=5, U=0.2m/s
Frequency	0.1Hz~5Hz	
Amplitude	$\pm 180^\circ$	모든 구간 360° 가능
CCD Camera	1/30초	초당 30장 촬영

또한, Fig. 4의 개념도에서 볼 수 있듯이 Laser Sheet가 비춰지는 방향에 의해서 받음각이 커질수록 날개의 압력면 쪽으로 그림자가 형성되었기 때문에 속도를 계산하는데 있어 그림자 부분을 위상별로 각각 Background로 지정하여 계산 영역에서 제외시키는 작업을 실시하였다. Fig. 9는 현재 임의의 위상에 대한 계산 영역을 지정하는 그림으로서 파란색 선이 바로 Background를 지정한 그림이 되겠다.

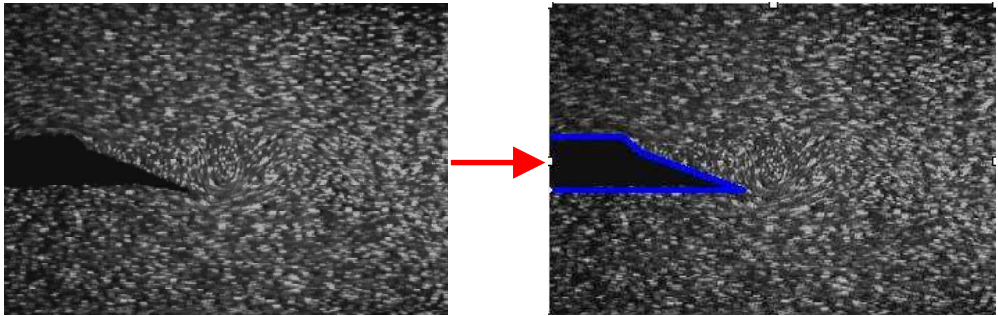


Fig. 9 Treatment of Background for Exclusion from PIV Calculation Domain

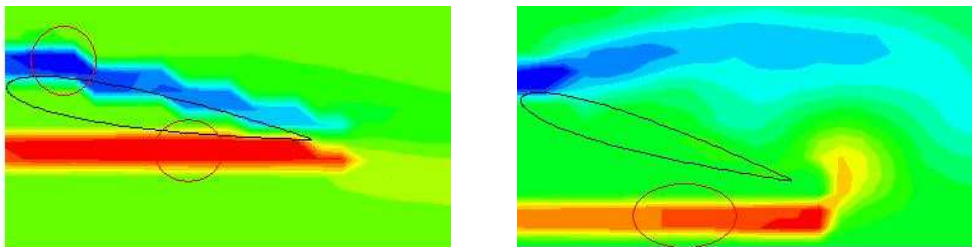


Fig. 10 Example Showing Errorneous Result in Vorticity Contour Due to Maltreatment of Calculation Domain (Mean Angle of Attack = 5° , 15° Respectively)

이러한 Background 설정으로 인하여 날개와 밀접한 부분의 유동정보가 소실되는 관계로 Fig. 10에서와 같이 와도분포에서 큰 오류가 발생하기도 한다. (설정된 영역이 고체와 같이 취급되는 관계로 그 경계면 부근에서 큰 와도가 형성되는 것처럼 표시됨.) 따라서 계산된 와도분포 그림을 수록할 때 이러한 명백한 오류를 최대한 제거하려 노력하였으나 부득이 포함될 수밖에 없는 경우가 존재하였음을 밝힌다. 특히 평균 받음각이 5도의 경우 날개의 흡입면 (Suction side)부분에 이러한 영향이 크게 발생하였는데, 본 연구의 목적이 경계층 유동을 밝히기 위한 것이 아니기 때문에 날개 후류 부근에 중점을 두어 결과를 분석하였다. 아울러 DT3155 Image Grabber 공간분해능의 한계 640x480 픽셀로 인하여 날개주위 경계층 내부 유동을 밝히는데 한계가 있었다.

주어진 계측시스템의 성능 상 빠른 유속에서의 실험이 실질적으로 불가능하기 때문에 이번 실험에서는 유체의 자유흐름속도를 0.2m/s로 설정하였다. 이에 해당하는 레이놀즈 수는 2×10^4 이며, 관찰 영역은 $40 \times 30(\text{cm})$ 으로 고정하였다. 날개의 진동수는 0.2Hz, 0.5Hz, 1Hz로 실험을 실행 하였으며 진동수 f 값에 따른 각각의 K 값에서 평균 받음각을 5° , 15° 로 하고 진폭을 $\pm 5^\circ$ 로 하여 실험을 수행하였다. Table. 2에는 본 연구를 수행한 실험조건이 정리되어 있다. 여기서 Case 4는 다른 경우와는 달리 보다 빠른 진동과 작은 진폭으로 (평균 받음각 5° , 진폭을 $\pm 2.5^\circ$, 진동수 3Hz) 특별히 추가실험을 실시를 하였다.

Table. 2 Test Conditions

Mean Angle of Attack	Case	f(Hz)	K	Re	U(m/s)
5°	1	0.2	0.3	2×10^4	0.2
	2	0.5	0.78	2×10^4	0.2
	3	1	1.57	2×10^4	0.2
	4	3	4.71	2×10^4	0.2
15°	5	0.2	0.3	2×10^4	0.2
	6	0.5	0.78	2×10^4	0.2
	7	1	1.57	2×10^4	0.2

날개 주변의 유동에 큰 영향을 주는 변수로는 날개의 형상, 진동수, 평균 받음각, 받음각 진폭, 레이놀즈 수 등이 있는데, 이번 연구에서는 진동하는 날개주위의 비정상유동장에서 순간 받음각 변화에 따른 속도와 난류분포의 이력현상 등을 파악하기 위하여 날개의 진동 시 각각의 위상에 대하여 위상평균한 정량적인 값을 도출하였다. 이를 위하여 기존의 PIV 해석프로그램 ‘Thinkers’를 위상평균이 가능하도록 수정하여 사용하였다. Fig. 11은 이번 연구에서 수행된 위상평균법(phase-averaging technique)을 이용한 PIV 해석방법을 개략적으로 표현한 그림이다. CCD 카메라에 찍혀진 같은 위상의 이미지들만을 동일한 폴더 안에 저장하여 계산을 수행한 과정을 나타낸다. 붉은 색과 파란색 실선은 각각 같은 위상이지만 Pitching up일 때와 Pitching down일 때를 구분하여 폴더에 저장한 모습을 나타내었다. 즉, 1초당 30장씩 약500초동안 받아들이는 15,000장의 영상을 같은 위상에서의 값들끼리 별도의 폴더에 저장한 후 각기 진동하는 날개의 위상별개로 속도와 난류강도를 구하였다. 각 실험조건 별로 10~30개의 폴더를 사용하였으므로 각 폴더 당 영상의 개수는 500~1,500프레임이었다.

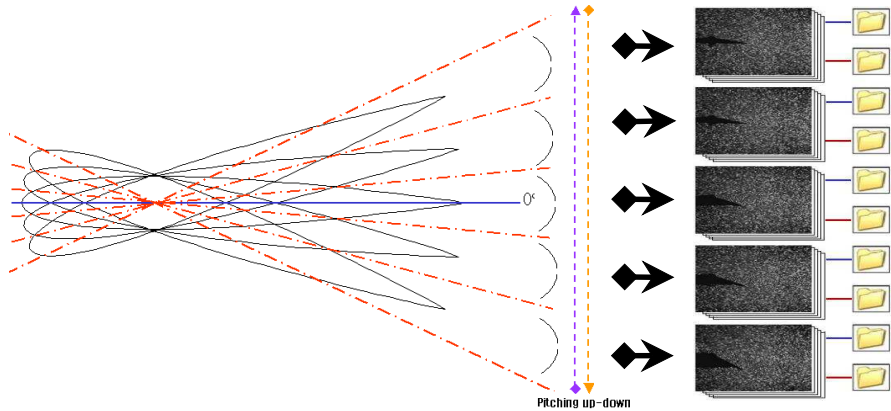


Fig. 11 Schematic of Phase-averaging Technique

2.1.2 3차원 진동 날개 실험

3차원 진동 날개에 대한 실험에서도 실험 장치와 날개의 형상은 동일한 시스템을 사용하였으며, 계산 방법 역시 Phase-averaging 기술을 이용하여 결과를 도출하였다. 그리고 3차원 진동 날개의 Tip Vortex 구조를 위한 실험에서는 laser sheet의 방향에 의한 그림자나 난반사의 영향이 전혀 없으므로 계산 시의 오류나 결과에 대한 보상 작업은 전혀 없었다. 다음에 설명하는 실험 장비와 장치에 대한 내용은 2차원 실험 시와 다른 조건에 대해서만 다루었고 날개를 진동시키는 구동 장치는 Fig. 8의 개략도와 동일한 방법으로 실시하되 유동 변수만을 변화시켜 실험을 실시하였다.

구동 장치 및 날개 형상

Fig 12은 실험에 사용된 진동 장치의 설계도면을 나타낸 것이고, Fig. 13은 실험개념도와 좌표계 (X, Y, Z)를 나타낸다. 본 연구를 위해서 2차원 날개 실험에 사용한 코드 길이 10cm, 스펠이 1m인 NACA0012 날개의 스펠을 반으로 줄여서 (Span = 0.5m) 동일한 실험장치 및 측정장치를 이용하여 실험하였다. 이 경우 날개 끝단에서 발생하는 날개끝 보텍스 (tip vortex)가 진동함에 따라 어떻게 roll-up되고 전개되는지의 변화를 조사하는 것이 매우 중요하다. 주흐름 방향이 X축, 그리고 날개 뿌리쪽 방향으로 Y축, 수직 하방을 Z축으로 정의 하였다. PIV 실험을 수행 하는데 있어서 Fig. 13과 같이 Y-Z 단면으로 Laser Sheet를 조사하여 X 방향으로 거리를 바꿔가면서 각 단면의 와류구조를 관찰하였다. 이를 위하여 날개의 Trailing edge에서 8C 만큼 떨어진 곳에 크기가 360×360mm인 거울을 설치하여 반사된 영상을 CCD 카메라로 촬영하였다.

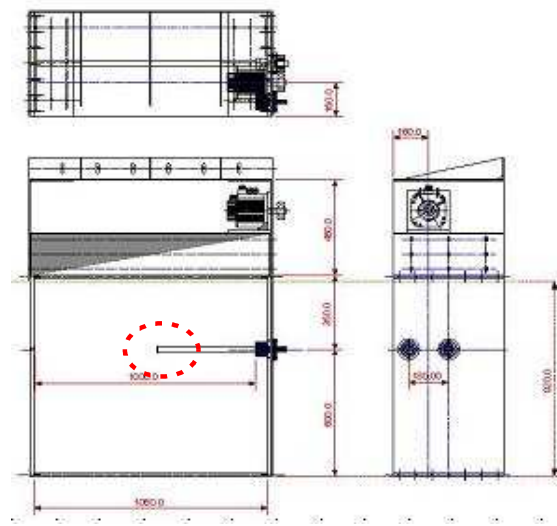


Fig. 12 Foil Oscillating Device

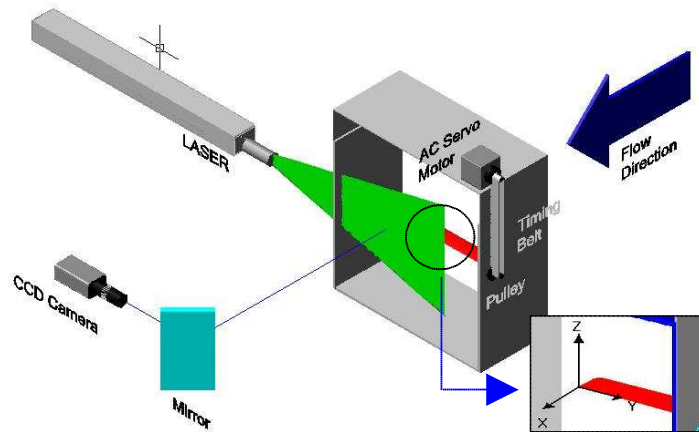


Fig. 13 Schematics of Experiment and Coordinates



Fig. 14 Experiment System

실험 조건

본 연구에서도 시위 길이와 자유 흐름 속도를 기준으로 한 레이놀즈수를 사용하였다. 주어진 성능 하에서 가장 현실적 측면을 고려하여 이번 실험에서는 유체의 자유 흐름 속도(free stream velocity)를 0.3m/s로 하여 레이놀즈수를 3×10^4 로 고정하였으며, 관찰 영역은 150×112 (mm)로 두었다. 날개의 진동수는 0.1Hz - 1Hz 로 실험을 실행하였으며 진동수 f 값에 따른 각각의 K 값에서 평균 받음각을 10° 로 하고 진폭을 $\pm 5^\circ$ 로 진동하여 실험을 실행, 위상 평균법을 이용하여 각 위상에 대한 영상을 따로 구분하여 계산을 시행하였다. 여기서 무차원진동수 (reduced frequency) K 는 날개의 진동속도와 자유흐름속도의 비를 의미하는 비정상 상사변수(similarity parameter)로서, 보통 시위 길이의 절반을 기준 길이로 하여 $K = \omega C / 2U$ 로 정의된다. 여기서 ω 는 진동 각속도, C 는 날개의 코드, U 는 자유흐름 속도를 각각 나타낸다. Table 3, 4에는 본 연구를 수행하는 사용되는 구체적인 명칭 설명과 실험조건이 정리되어 있다. K 값 변화에 따른 날개 후류의 특성에 초점을 맞춰 연구하였으며, 후류의 $X/C = 0 \sim 2$ 범위 내에서 5군데 X 단면에서 와류구조 변화도 관찰하였다.

Table 3. Experimental conditions

Variables & Constants	Conditions
x/c : Streamwise distance from trailing edge	0, 0.5, 1, 1.5, 2
α : Mean angle of attack	10°
$\Delta\alpha$: Amplitude	$\pm 5^\circ$
f : Frequency	0.1~1[Hz]
Rn : Reynolds number	30000
c : Hydrofoil Chord	0.1[m]
S : Hydrofoil Span	0.5[m]
U_∞ : Freestream velocity	0.3[m/s]
ν : Kinematic viscosity	$1 \times 10^{-6} [m^2/s]$

Table 4. Test Conditions

Case	f (Hz)	K	x/c
1	0.1	0.1	1
2	0.2	0.21	1
3	0.5	0.51	1
4	1	1.06	0 ~ 2

2.2. PIV를 이용한 유동 해석

2.2.1 PIV 원리

속도계측을 위한 정량적 가시화 기법(Quantitative Visualization Technique)의 한 종류로 유동장에서 유체입자의 속도는 어느 한 점을 통과하는 추적 입자가 미소 시간간격에서(ΔT)의 추적 입자가 이동한 거리(ΔS)를 계측하여 입자의 이동속도를 구하는 방법으로, 단 여기서 추적 입자는 미소시간동안 직선운동을 한다는 가정이 전제되어야 한다.

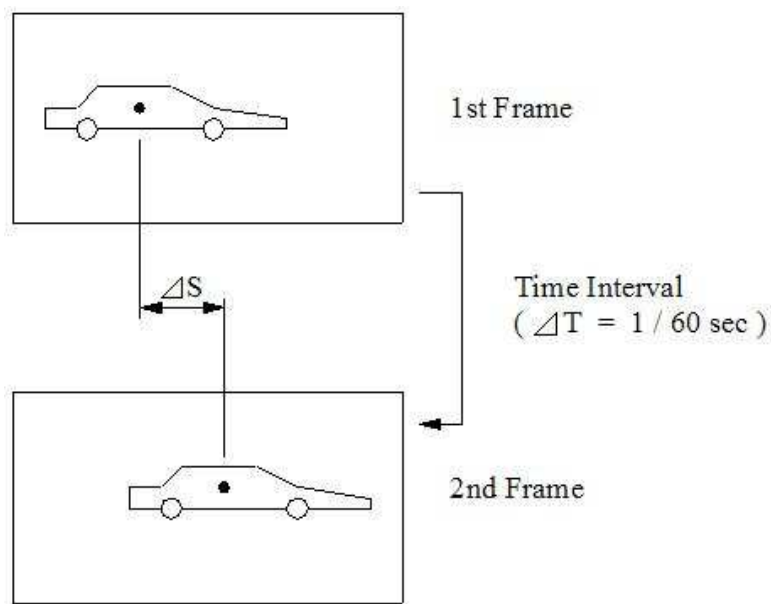


Fig. 15 PIV Principle

PIV를 LDV(Laser Doppler Velocimetry)와의 장·단점 비교를 하면, PIV의 장점은 비정상 유도장의 다차원 동시 다점 계측이 가능하고, 원리적으로 CFD에 대응할 수 있는 유일한 계측기법이며, 유동장 영상의 기록, 보존 및 재생이 가능하며 시스템 구성이 용이하다. 반면, 단점으로는 시공간 해상도가 비교적 낮으며, 최적조명 및 입자선별의 제약이 있다

LDV의 장점은 계측 점의 시간해상도가 높으며, 정도 높은 시간 평균속도 값이 제공된다. 단점은 동시 다점 계측이 원리적으로 어렵고, 비정상 계측이 불가능하며, 시스템 구성이 비교적 복잡하다.

2.2.2 계측부 조명 및 영상 촬영

PIV는 재현성을 갖춘 유동장의 확보가 필요하며, 투명한 아크릴 또는 유리관 등으로 굴절률을 고려하여 구성된 유동장에 작동유체 및 계측속도 범위에 따른 입자를 선정하여 추적 입자를 주입하면 된다. 추적 입자 선택은 저속액체의 경우에는 주변의 온도변화에 따른 입자의 미소한 밀도차이가 추종성에 큰 영향을 미친다는 것과 입자 주입에 따른 이상(二相)유동특성 또는 초기 교란상태를 억제하여야 한다는 것을 주의하면 된다.

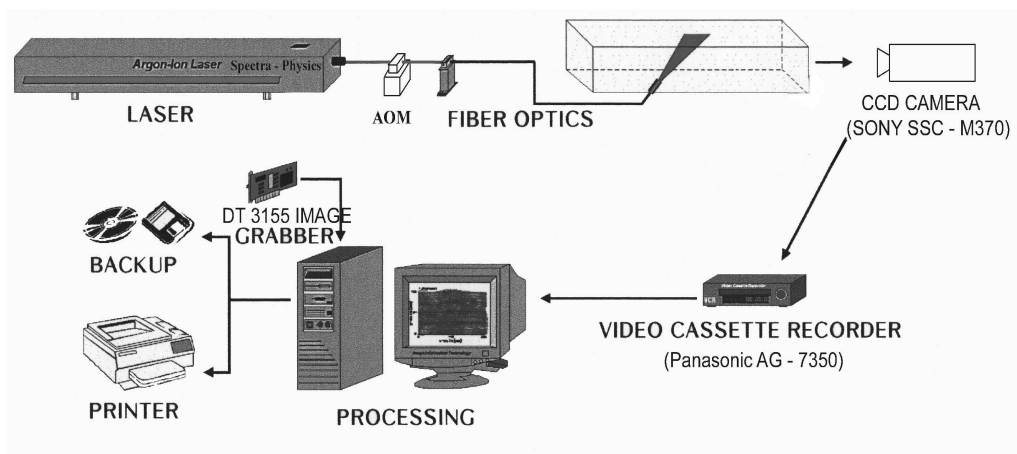


Fig. 16 PIV System

PIV에 사용되는 조명은 2차원의 경우에 Light Sheet가 필요하며, 이 때 사용되는 광원으로는 300mW~10W의 Ar-Ion Laser, Fiber Optical Cable, Cylindrical Lens로 구성된 Laser 조명세트가 가장 효과적이다. Laser 대신에 백색광원도 유효하나 발생열에 의한 유동장의 변동이 발생할 수 있으며 특히 저속액체의 경우 광원용 조명열에 의한 자연대류가 발생할 수 있으니 조심하여야 한다. 광원의 강도로는, 저속액체의 경우는 1.0m/sec 이하이며 유동장의 크기가 150mm × 150mm에서는 500mW 전후, 그리고 고속기체의 경우는 10 ~ 40m/sec 범위이며 유동장의 크기가 150mm × 150mm에서는 보통 5W 전후의 출력이 필요하다. 고속유동계측의 경우에는 미소시간 간격을 확보하기 위하여 조명의 펄스제어가 필요하며, 1 Frame Auto-Correlation 방식의 Pulse Laser 조명을 사용하면 400m/sec의 고속기류까지 계측이 가능하다.

본 연구에서 유동가시화 장치는 6W Ar-Ion LASER, Fiber Optic Cable 및 Cylindrical Lens가 부착된 Probe를 사용하였는데 최적의 LASER Sheet를 형성하기 위해서는 수면 상부에서 조사하는 것이 좋으나 자유표면의 교란에 의한 LASER의 산

란 및 굴절을 막기 위해 조사용 Probe을 수밀 아크릴 통에 삽입하여 수중에 직접 설치하였다. LASER Probe를 물 속에 고정하기 위하여 Traverse를 제작 물 속에 설치하였다. 두께 5mm 정도로 생성된 LASER Sheet는 수중의 후방의 50cm×50cm 정도를 조사하도록 조절하였다. 산란입자로는 보편적으로 기체의 경우 10 미크론 전후의 광 산란성이 우수한 미소입자(액적, 기체, 분말)를 사용하며 액체의 경우는 폴리스티렌 구형입자(직경 10 ~ 100 미크론 전후) 또는 알루미늄분말 등을 사용하는데 본 실험에서는 비중이 1.1인 50마이크론 Vinyl Chloride Polymer를 사용하였다.

조사된 레이저 평면광이 입자에 의해 반사 또는 산란되어 발생하는 2차원영상은 CCD Camera(SONY SSC - M370)로 640×480 Pixel 해상도로 촬영과 동시에 Video Cassette Recorder(Panasonic AG - 7350)에 녹화한 후 Image Grabber(DT 3155)를 사용하여 1/30초 동안의 순간 이미지를 PC로 받아들였다. 촬영된 유동장의 영상은 언제든지 반복처리가 가능하며, 영상입력 신호는 일반적으로 NTSC(National Television System Committee) Composite 방식을 사용한다.

Table. 5 System Specifications

Articles	Item	Specification
Visualization equipment	Image Board	DT3155 (640×480pixel)
	Light Sorce	6W Argon-Ion Laser
	Sheet Light	Cylindrical Lens (width : 5mm)
Measuring condition	Working Fluid	Water
	Particle	Poly Vinyl Chloride (100 μ m)
	Inlet velocity	0.1~0.5m/sec
	Re No.	1.0 X 10 ⁴ ~5.0 X 10 ⁴
	Input Device	CCD Camera
Image processing	Host Computer	Pentium PC (CPU speed: 2GHz)
	Calculation Time	3.0 min/frame
	Number of time mean data	1000 Frames
	Idenification	Two-frame Gray-level Cross Correlation

2.2.3 영상 획득 및 처리

수중의 주위의 순간 유동장 계측을 위하여 이중프레임 상호상관 PIV System을 채택하였다. 카메라 또는 영상저장 장치로부터 공급된 유동장의 Analog 입력신호를 2차원의 디지털 영상정보로 바꾸어주는 영상 획득 장치(Image Grabber)가 필요하다.

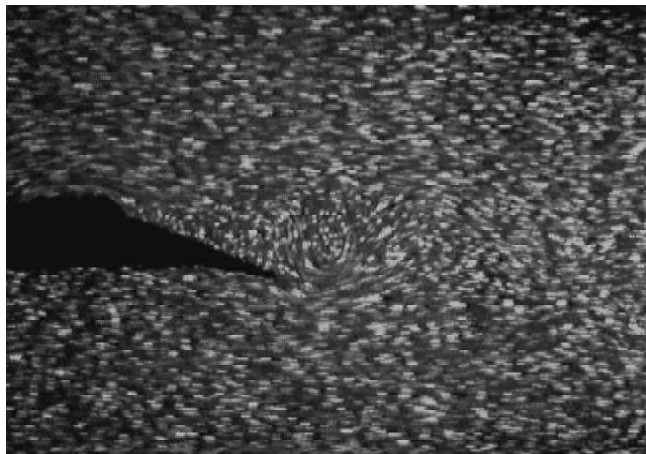


Fig. 17 Raw Image Captured by DT3155 Image Grabber

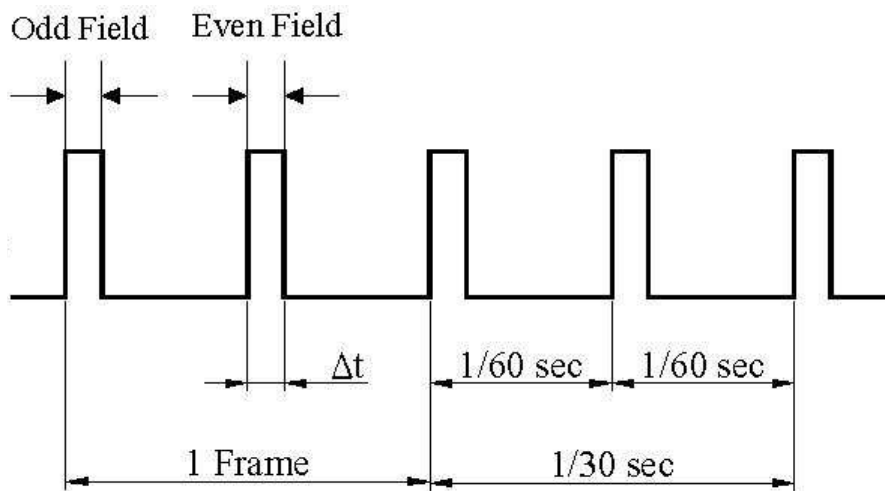


Fig. 18 NTSC Image Signal

Image grabber마다 해상도의 차이가 있는데 본 실험에 사용한 Image Grabber(DT3155)는 640×480 Pixel의 해상도로 녹화된 영상을 디지털화한다. Fig.

17은 DT3155 그래버로 받아들인 원시영상의 예를 보여주고 있다. Image Grabber가 녹화된 영상을 디지털화 하여 저장하는 곳이 컴퓨터내의 메모리인데 하나는 디바이스 메모리와 호스트 메모리이다. 디바이스 메모리는 일반적으로 RAM이며 호스트 메모리는 하드 드라이브를 말한다. 디바이스 메모리에 저장이 되어야 실시간(1/30초)이 되는데 일반적으로 Image grabber가 사용할 수 있는 디바이스 메모리는 RAM의 1/3정도이다. 이렇게 디바이스 메모리나 호스트 메모리에 저장된 영상을 이미지파일로 변환하여 하드드라이브에 저장을 하게 된다. 디지털화 된 영상은 이미지파일로 포맷이 되면서 순수한 영상 외에 이미지파일이란 정보를 갖는 Header를 갖게 되는데 영상을 해석하기 전에 이러한 Header는 제거를 해야 한다. 일반적으로 Bitmap형식(*.bmp)이미지파일은 Header가 파일상단에 존재하고 영상의 정보는 하단에서부터 저장이 되므로 다루기가 쉽지 않다. 그와 반면에 tiff파일은 Header가 파일상단에 존재하고 바로 뒤에 영상의 정보가 저장이 되므로 상대적으로 다루기가 쉽다. Header를 제거하려면 Header의 크기를 알아야한다. 이미지 파일 크기에서 순수한 영상의 크기를 빼면 Header의 크기를 알 수 있다. 그 다음 프로그램을 코딩하여 Header 크기 만큼의 byte를 제거한 다음 순수한 영상을 NTSC주사방식인 Odd와 Even Field로 나눈 후 각각의 Odd와 Even Field를 보간하여 각각 하나의 Odd와 Even Frame영상을 만든다.

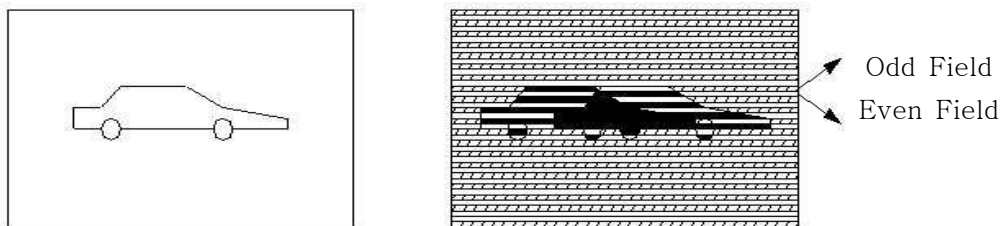


Fig. 19 NTSC 방식에 의한 촬영

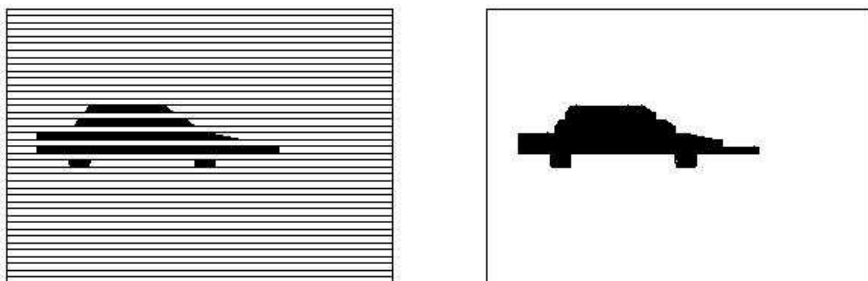


Fig. 20 Odd Field로 구성된 영상 및 격자보간 후의 영상

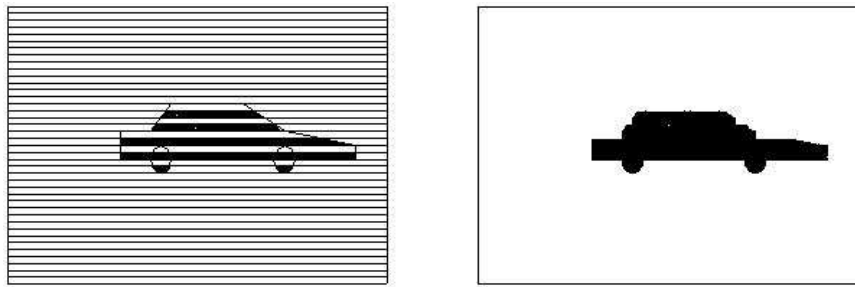


Fig. 21 Even Field로 구성된 영상 및 격자보간 후의 영상

이때 얻어진 영상정보는 바둑판 모양의 2차원 Pixel의 수평 및 수직공간배치(좌측 최하단은(1, 1), 우측 최상단은(640, 480)의 좌표 값을 갖는다. 이때 각 위치에서의 밝기 정보는 조명에 의해 추적 입자가 존재하는 Pixel은 밝기의 강도(흑백은 8Bit의 크기이며 이것은 $2^8 = 256$ 단계의 계조치)로 구분되며, '0'은 가장 어두운 부분이며 '255'는 가장 밝은 경우의 값이다. 영상획득을 칼라로 하였을 경우에는 RGB의 세 가지 색상으로 구분되며 각각 256단계의 계조치로 구분될 수 있다. 영상 획득 장치의 중요한 규격은 입력신호의 종류(NTSC Composite 등), 공간해상도(640×480 Pixel), 1/30sec 간격의 Real Time 입력여부, 자체메모리 또는 확장 PC의 메모리의 용량 등으로 구분된다.

영상 획득 장치로부터 획득된 영상은 영상처리(Image Processing)단계를 거쳐야 한다. 이때 처리하여야 하는 영상처리 과정으로는 히스토그램 균일화, 국소적 영상개선, 영상 평활화, 영상 예리화 등이 있다

①히스토그램 균일화(Histogram Equalization) :

명암의 빈도수가 한쪽으로 치우치지 않고 고르게 분포되도록 하여 선명도를 조정하는 기법

②국소적 영상개선 :

임의의 Pixel (x, y) 주위의 $n \times m$ 이웃을 취하고 이에 대한 히스토그램 균일화나 특정 분포화를 추구 할 수 있다. 영상의 모든 Pixel을 차례로 지나가면서 그 Pixel을 중심으로 한 $n \times m$ 국소적 Pixel들에 대하여 히스토그램 방법을 사용하여 명암도를 조정한다. 이런 식으로 전체 화상에 대하여 히스토그램에 의한 명암도 조정을 차근차근

해 나가면서 화상의 자세한 부분까지 선명하게 나타낼 수 있다

③영상 평활화(Image Smoothing) :

초기의 영상이 여러 단계의 처리 과정을 거치면서 잡음 등의 불필요한 요소가 섞이는데, 이러한 것들의 감소시키는데 이용되는 기법

i. 공간 영역적 방법

▶ 인근 평균 방법(Neighborhood Averaging)

: $N \times N$ 크기의 영상 $f(x, y)$ 가 주어졌을 때 모든 Pixel (x, y) 를 중심으로 한 이웃의 국소적 부분 $n \times m$ Pixel들을 평균하여 Pixel (x, y) 의 명암도로 채택하는 것. 단 $n \times m$ 의 크기가 커지면 커질수록 평활화 효과는 증대하나 반면에 영상의 선명도가 떨어진다. 선명도의 감소를 억제하는 것은 물체의 테두리부분을 살리기 위하여 필요하다. 이를 보완하기 위하여 역치(Threshold value)를 선정하여 역치를 넘는 부분의 명암도는 변화시키지 않고 그대로 두기도 한다

▶ 중위수 선택 방법(Median filter)

: 고려중인 (x, y) Pixel 주위의 국소영역 Pixel 집합에 대한 명암도 수치들의 중위수를 선택하는 것으로, 국소영역 Pixel들의 명암도를 크기 순서로 나열했을 때, 그 중앙에 위치한 명암도를 취하여 (x, y) Pixel의 명암도로 대체한다. 이 방법은 급격한 증감으로 나타나는 잡음 제거와 물체의 테두리에서 관측되는 명암도 변화의 보존에 매우 효과적이다

ii. 주파수 영역적 방법

▶ 고주파 차단(Lowpass filter)

: 명암도가 급격하게 변화하는 모습은 영상의 Pixel 명암도에 대한 Fourier 변환 그래프에서 주로 고주파 쪽에 분포. 그러므로 명암도가 급격하게 변화하는 부분을 제거하여 평활화를 이룩하기 위해서는 Fourier변환 후에 고주파 부분을 차단하면 된다

i) 이상형 필터(Ideal Filter)

ii) 버터워즈 필터(Butterworth Filter)

④영상 예리화(Image sharpening)

영상 물체의 테두리를 뚜렷하게 하여 영상이 또렷하도록 입력 영상을 개선하는 기법이다

i. 공간 영역적 예리화 : 미분에 의한 방법

ii. 주파수 영역적 방법 : 저주파 차단(고주파 통과)필터에 의한 방법

⑤동일입자 추적

본 논문에서는 동일입자 추적방법으로 단일조명/이중프레임 계조치 상호상관법(Cross-correlation method) 알고리즘을 사용하였다. 계조치 상호상관법과는 다른 입자 추적법은 개별적으로 분포된 입자들의 도심좌표를 추적하는 방법으로 입자크기 및 농도분포의 영향을 받는 반면에 계조치 상호상관법은 입자 개개의 도심좌표를 구하는 대신 계조치의 특성분포를 비교하여 가장 유사한 형태의 계조치 분포를 찾아내어 벡터의 종점으로 하는 방법이다. 2 Frame의 영상데이터를 이용한 계조치 상호상관법은 미소시간 동안 유동장의 입자영상의 계조 패턴은 크게 변하지 않는다고 가정 하에 1 Frame에서의 상관영역내의 계조치 분포와 미소시간 후의 제 2 Frame에서의 계조치 분포는 유사한 특성을 나타낸다. 따라서 제 1 Frame의 임의의 위치를 중심으로 하여 제 2 Frame 상의 같은 크기를 갖는 영역과의 계조치에 대하여 상호 상관계수값을 구하여 비교하면 그 중 가장 큰 값을 동일입자의 위치로 간주할 수 있게 된다는 원리를 이용한다. 여기에 사용되는 최대의 계조치 상호상관계수를 찾는 공식은 다음과 같다

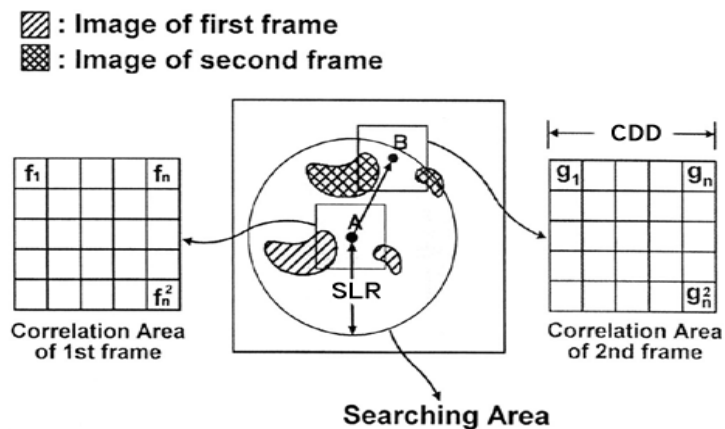


Fig. 22 Grey Level Cross-Correlation Method

$$C = \sum_i \sum_j \sum_k \sum_l (f_{ij} g_{kl})$$

위의 공식으로 1 Frame에서의 임의의 위치에 대응하는 2 Frame에서의 최대의 계조

치가 상호상관영역을 찾으면, 두 Frame에서의 상관영역 중심 간의 거리차이를 바로 유체입자의 이동거리로 볼 수 있게 된다.

⑥ 유체입자 이동속도계산

계조치 상호상관법으로 유동장에서의 유체입자의 이동 시점과 종점을 구였다. 그 때 시점과 종점사이의 거리(ΔS)를 1 Frame과 2 Frame과의 시간차(ΔT)이인 1/60sec로 나누면 속도($v = \frac{\Delta S}{\Delta T}$)를 구할 수 있다. 최종적으로 얻어진 속도벡터에는 알고리즘 또는 원시영상의 화질열화 등의 원인에 의해 이상치가 포함되어 있다. 이를 유동장의 특성에 부합시켜 정확히 제거하는 이상치의 제거과정이 필요하다. 본 연구에서 속도 벡터검출을 위해서는 한국해양대학교 유동가시화실험실에서 개발한 'Thinkers' 프로그램을 기저로 하여 위상평균법에 적합하게 수정하여 사용하였다.

⑦ 와도계산

유동장 각각의 위치에서 구해진 속도벡터를 이용하여 각각의 위치에서의 와도($\zeta = \frac{\partial u}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial x}$)를 계산할 수 있다. 본 논문에서는 Exponential Cubic Spline Method를 이용하여 각각의 위치에서의 $\frac{\partial u}{\partial x}$, $\frac{\partial v}{\partial y}$ 를 계산한 후 구하였다.

2.2.4 영상 획득 예

Fig 23은 2차원 진동 날개에 대한 평균받음각이 15°, 받음각 진폭이 $\pm 5^\circ$ 일 때 1Hz로 진동하고 있는 날개의 순시영상사진의 sequence를 보여주고 있다. 사진 상으로 명확하지는 않지만 날개가 진동할 때 각도별로 유동장이 변화하고 있음을 볼 수 있는데 이를 위상 평균하여 해석한 결과들은 다음 장에 소개될 것이다.

Fig. 24는 3차원 진동 날개에 대한 Tip vortex의 구조를 나타낸 영상으로 평균 받음각이 10°, 받음각 진폭이 $\pm 5^\circ$ 일 때 0.2Hz, 1Hz로 진동하고 있는 날개의 $x/c = 1$ 의 위치에서 laser sheet 놓아 찍은 순시 영상 사진의 sequence를 보여주고 있다. 영상은 동일한 위상(15°)에서의 이미지를 보여준다. 육안으로도 tip vortex의 모양이 확연히 드러남을 알 수 있고 진동수에 따라 같은 위상에서도 vortex 중심의 위치가 다르고 그 크기와 형상도 변화함을 볼 수 있다. 가시화를 통해서 본 3차원날개 후류유동은 전체적으로 날개의 진동 주파수에 따라 유동장의 변화가 상당히 큰 것으로 밝혀졌으며 근접촬영을 통하여 vortex core에 대한 상세한 해석을 기대 할 수 있을 정도였다.

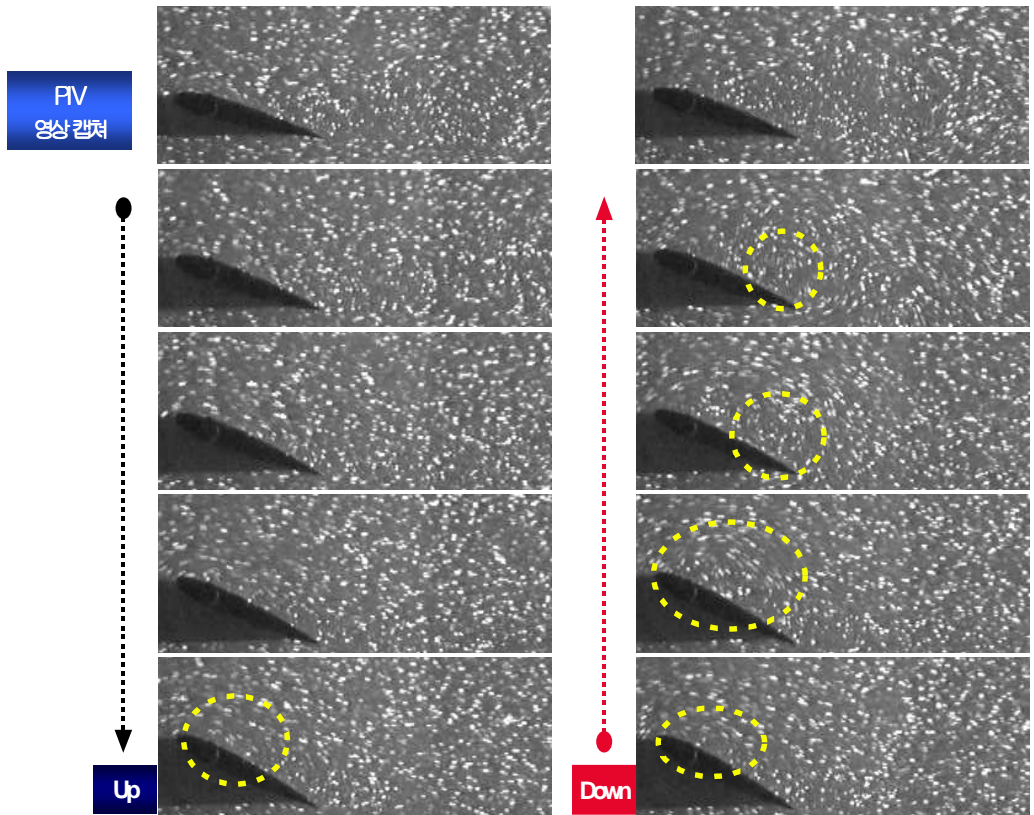
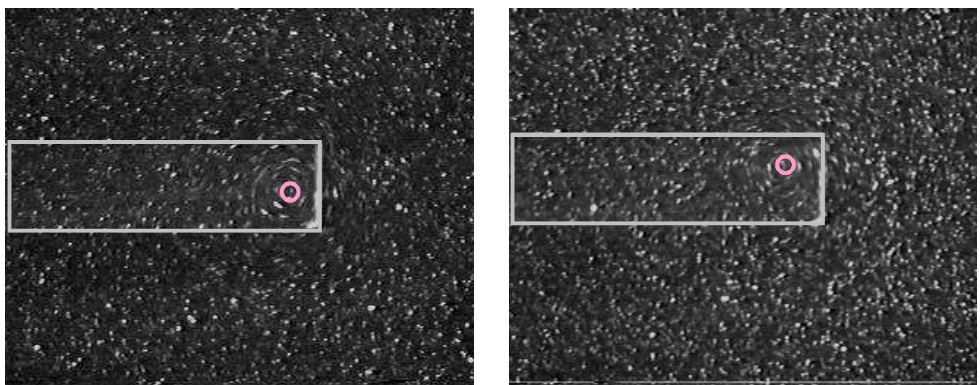


Fig. 23 Instant Image at Angle of attack $15^\circ (\pm 5^\circ, f = 1\text{Hz})$



(a) $f = 0.2\text{Hz}$ ($K=0.21$)

(b) $f = 1\text{Hz}$ ($K=1.06$)

Fig. 24 Images at different frequencies

2.3. PIV를 이용한 날개 주위 유동 해석결과

2.3.1. PIV를 이용한 2차원 진동날개 주위 유동 해석결과

평균 받음각이 5도인 경우

진동하는 날개주위 유동장이 진동주파수에 따라 변화하는 양상을 조사하기에 앞서 정지해 있는 날개주위 유동장을 Fig.25와 같이 살펴보았다. 날개의 압력면 쪽에 그림자로 인하여 해석이 불가능한 영역이 존재하고 있으며, 흡입면에도 계측영역 설정시의 작은 오차로 인하여 와도분포에 오류가 보이고 있다. 속도벡터분포를 볼 때 날개 주위와 날개 끝날 부근의 후류에서 속도결손이 보이고는 있으나 제대로 파악하기에는 다소 부족한 바 얇은 경계층 내부유동의 파악을 위해서는 공간분해능이 우수한 PIV 시스템의 사용이 바람직 할 것으로 판단된다. 이를 개선하기 위하여 차기년도에 Nd-Yag 레이저와 1K x 1K Image grabber를 사용한 계측을 계획하고 있다. 단, 유선은 정성적으로 타당한 패턴을 보여주는 것으로 판단된다.

Fig.26 ~ Fig. 29에는 각 위상별로 해석한 실험결과가 나와 있다. 여기서 10장의 그림은 한주기 동안의 변화를 나타내므로 Fig. 26은 5초 동안의 변화를, Fig. 29는 1/3초 동안의 변화를 보여주고 있다. 또한 좌측 5장은 날개의 앞날 기준으로 받음각이 증가하는 방향으로 움직이는 경우이며 (pitching-up) 우측 5장은 그 반대의 상황이다 (pitching-down). 평균받음각을 기준으로 $\pm 5^\circ$ 진동하고 있는데, 위에서 3번째 그림이 평균받음각 위치에서의 값이 된다. 각각 좌측과 우측은 동일한 순간받음각에서의 값으로서 그 둘의 차이가 비정상성, 즉 이력현상에 의한 차이라고 볼 수 있다.

먼저 Fig. 26에 Fig. 25 있는 진동주파수 $f=0.2$ 인 경우를 보면 다소간에 차이는 있지만 동일한 받음각에서는 의 정상상태와 비슷한 유선분포를 보여주고 있다. 와도분포에서 날개 후류에 약간의 차이가 보이곤 있으나 순간받음각이 커짐에 따라 와도가 조금씩 커지는 등 거의 준 정상 상태와 흡사한 양상이다. 난류운동에너지도 이와 유사하나 특이하게도 pitching-up 상태가 pitching-down 상태보다 약간 크게 얻어졌다. 날개끝에서 와류가 떨어져 나가는 vortex shedding은 나타나지 않았다.

진동주파수가 $f=0.5$ 로 증가된 Fig. 27를 보면 Fig. 26과는 다른 양상을 보여주고 있다. 먼저 유선분포가 pitching-up과 pitching-down이 다르며 와도분포를 볼 때 흡입면과 압력면의 와도분포가 비대칭성을 띄는 것으로 보아 vortex shedding의 양상이 나타나고 있으며 pitching-down시의 난류에너지가 pitching-up 보다 상대적으로 크게 얻어진다. 유선의 undulation은 진동주파수가 $f=1$ 로 증가함에 따라 더욱 증가하고 있

으며 vortex shedding이 좀 더 명확히 드러나고 있다. 난류운동에너지 분포도 pitching-up과 pitching-down시 분명한 차이를 보여주는 등 날개진동에 의한 이력현상이 두드러지게 보이고 있다. 특이한 사항은 떨어져 나가는 vortex의 구조가 원형이 아니고 유선방향으로 길게 늘어진 형태이며, 날개 뒷날에서 발생하는 vortex (압력면 쪽에서 유래하는 주황색의 contour)의 강도가 날개 앞날 (흡입면 쪽의 녹색 contour)보다 강하다는 점이다. 이는 날개의 pivot point가 날개 전방 1/4지점에 있고 날개 뒷날이 앞날보다 훨씬 날카롭기 때문에 뒷날에서 떨어지는 와류가 큰 것으로 여겨진다. 한편 $f=3$ 으로 상대적으로 고진동인 Fig. 29를 보면 유선의 undulation이 매우 커서 파상형 유선분포가 형성된다. 와도분포를 보면 마치 원형 실린더 후류에 형성되는 vortex street와 같이 잘 정렬된 vortex pair들을 볼 수 있다. 날개 앞날과 뒷날에서 발생한 와류가 공히 잘 발달되어 대류하고 있는데, 이렇게 떨어져 나가는 와류는 그 강도가 약해지면서 미약하나마 아래와 위로 갈라진 한 쌍의 vortex pair로 전개된다. 흥미로운 점은 난류운동에너지를 볼 때 순간바음각의 증가에 따라 난류에너지의 증가는 눈에 띄지만 pitching-up과 pitching-down 간의 차이는 오히려 없어졌다는 사실이다. 이는 날개의 진동주파수가 어느 임계치 이상으로 증가하면서 pitching-up과 pitching-down시 유동장이 형성되는 과정에서 time scale이 작은 관계로 유동에 미치는 점성의 영향이 상대적으로 감소하면서 이력현상이 오히려 감소한 것이 아닐까 추측해 본다.

이상에서 주파수 변화에 따른 유동장의 변화를 간략하게 살펴보았다. 여기서 실제 촬영된 영상에서 보이는 와류는 와도분포의 contour와 일치하지 않는데 이는 와류는 특성상 일반적으로 점성성분과 비점성성분이 공존하지만 와도분포는 점성에 의하여 평균 유속구배가 커지는 곳에서만 크게 나타나기 때문이다. 즉 회전속도가 큰 곳이 반드시 와도가 큰 곳이 아님에 주의해야 한다. 반면 난류운동에너지는 유동의 교란(fluctuation)이 큰 곳에서 크게 나타나기 때문에 아무래도 와류가 존재하는 부근에서 크게 구해질 가능성이 크다 하겠다. 전체적으로 볼 때 주파수변화에 따른 반류영역의 속도결손 변화는 크게 눈에 띄지 않았으나 주파수가 커지면서 유선의 undulation이 증가하는 것은 확연히 알아볼 수 있었다. 그리고 와도와 난류운동에너지 분포를 통하여 진동날개의 뒷날에서 (때로는 앞날에서도) 발생하는 vortex shedding의 영향도 확인할 수 있었다.

5도
Fixed

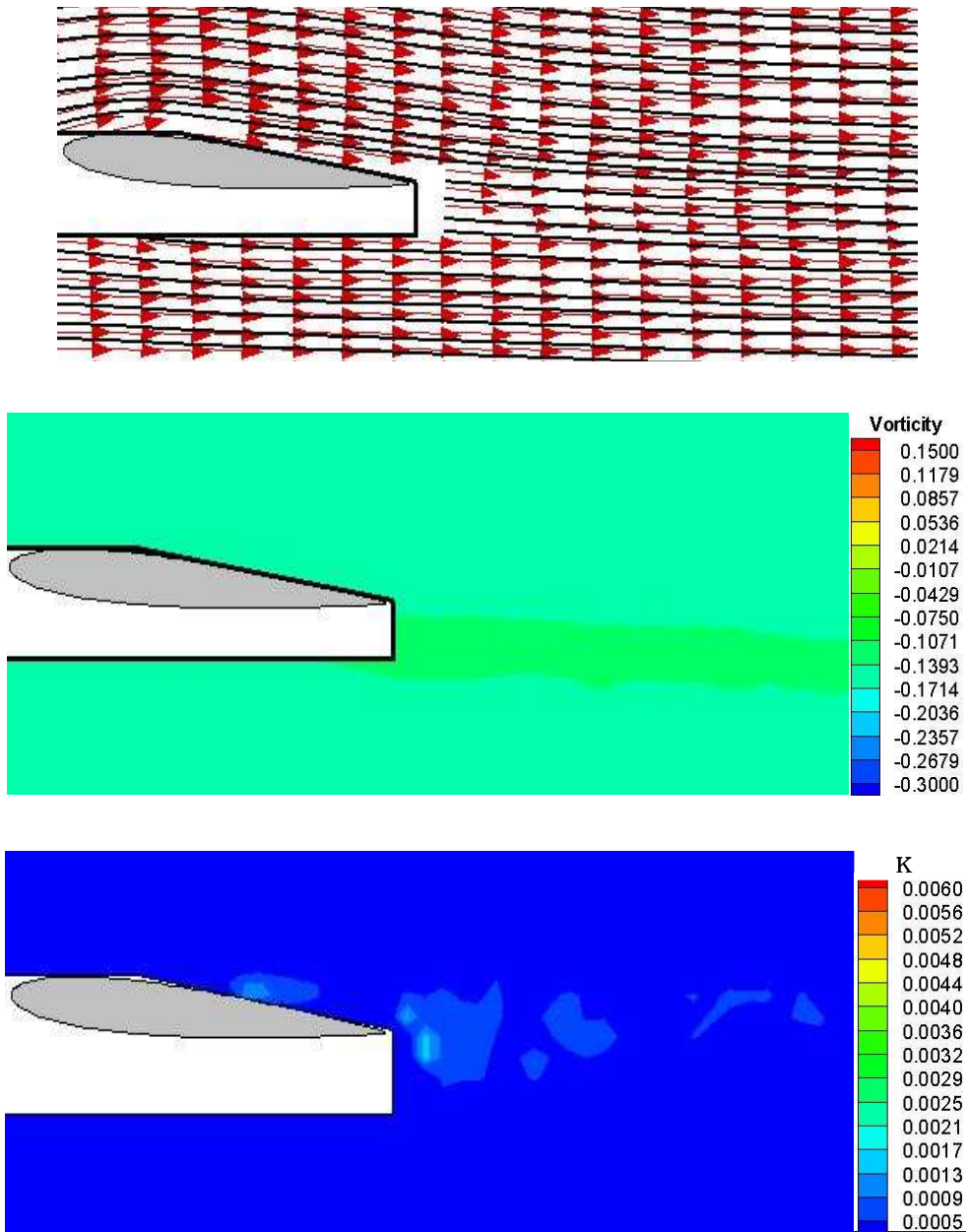
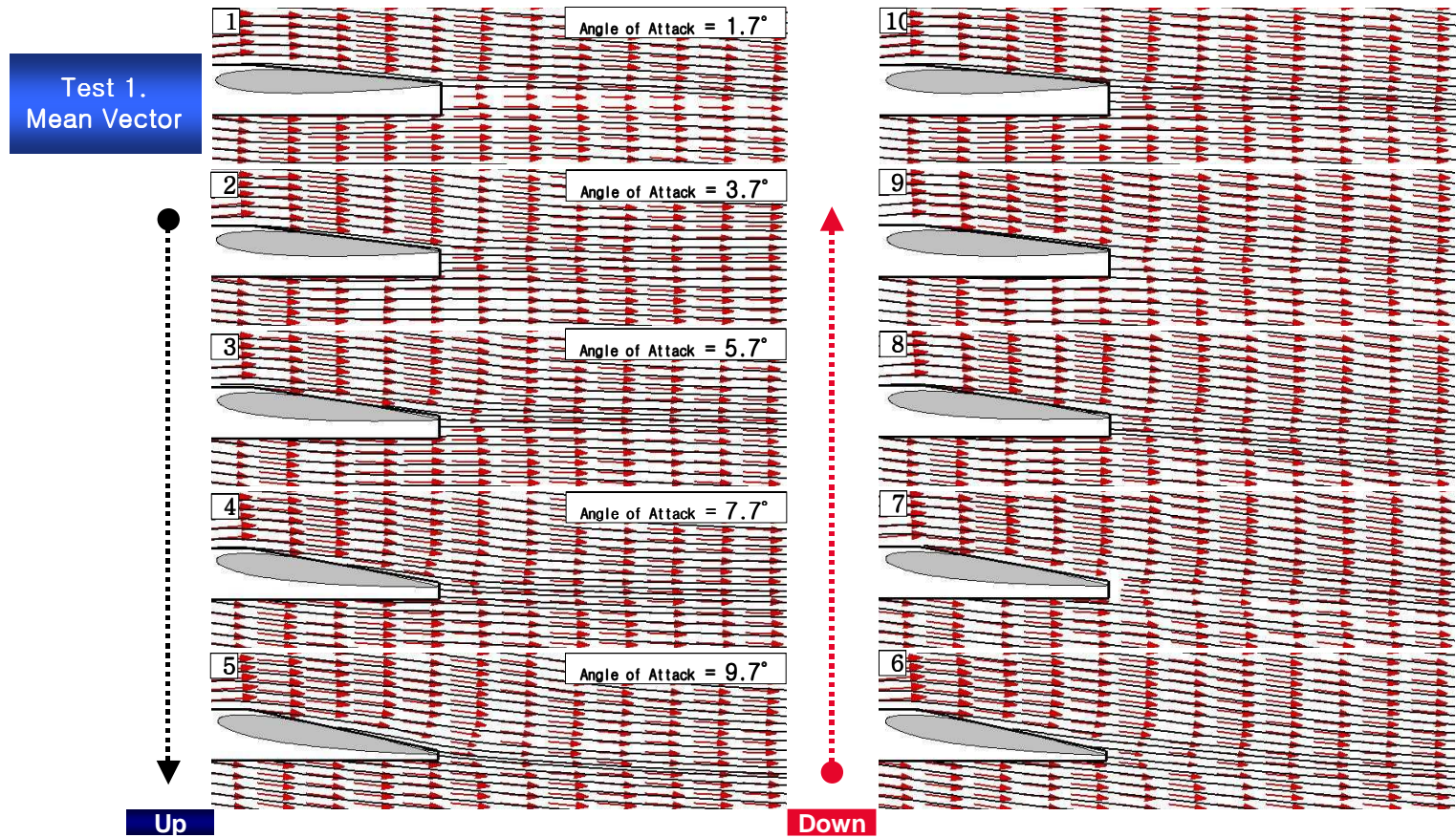
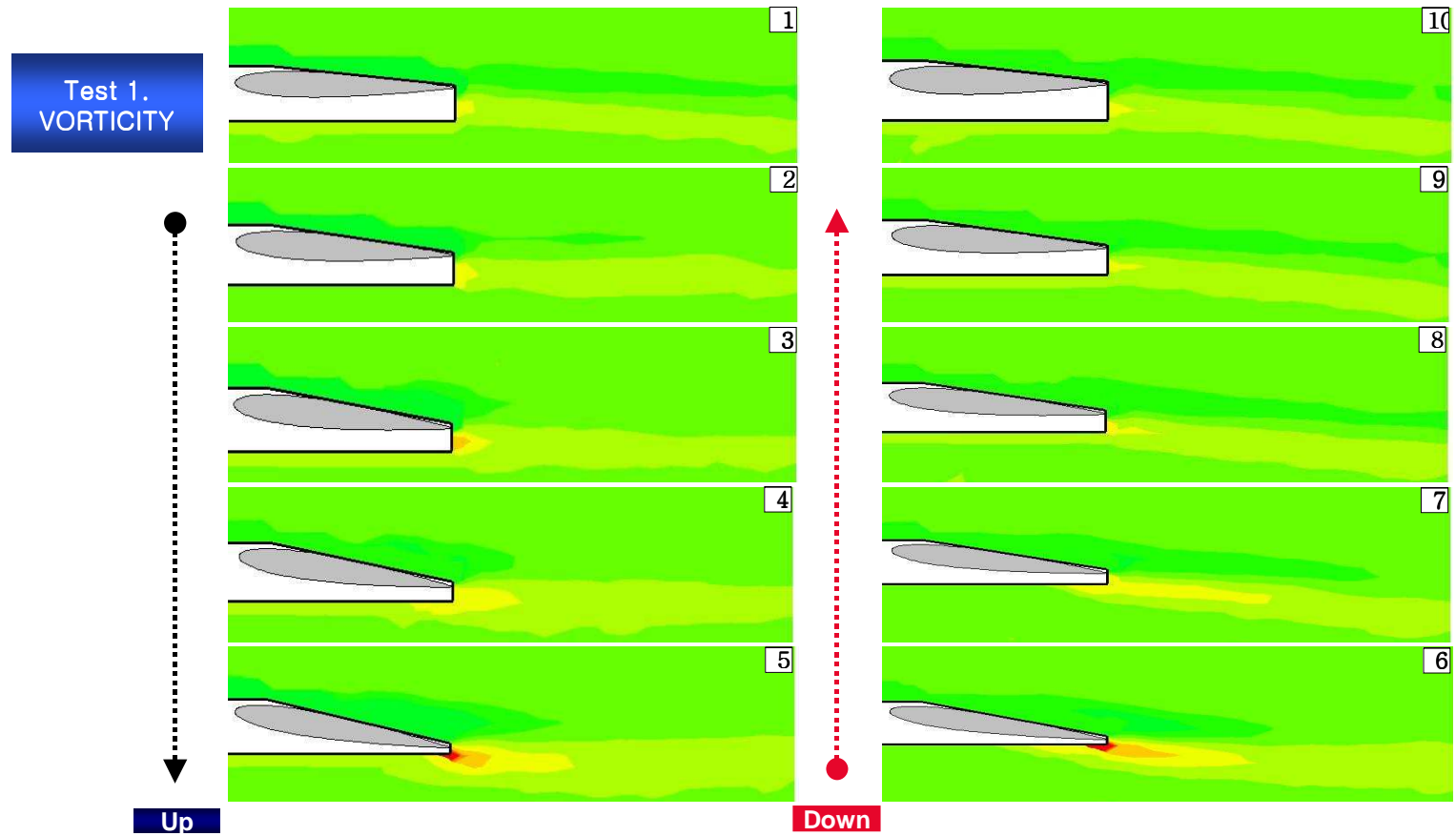


Fig. 25 Velocity, Vorticity and Turbulent Kinetic Energy (Fixed, $\alpha_m = 5^\circ$)



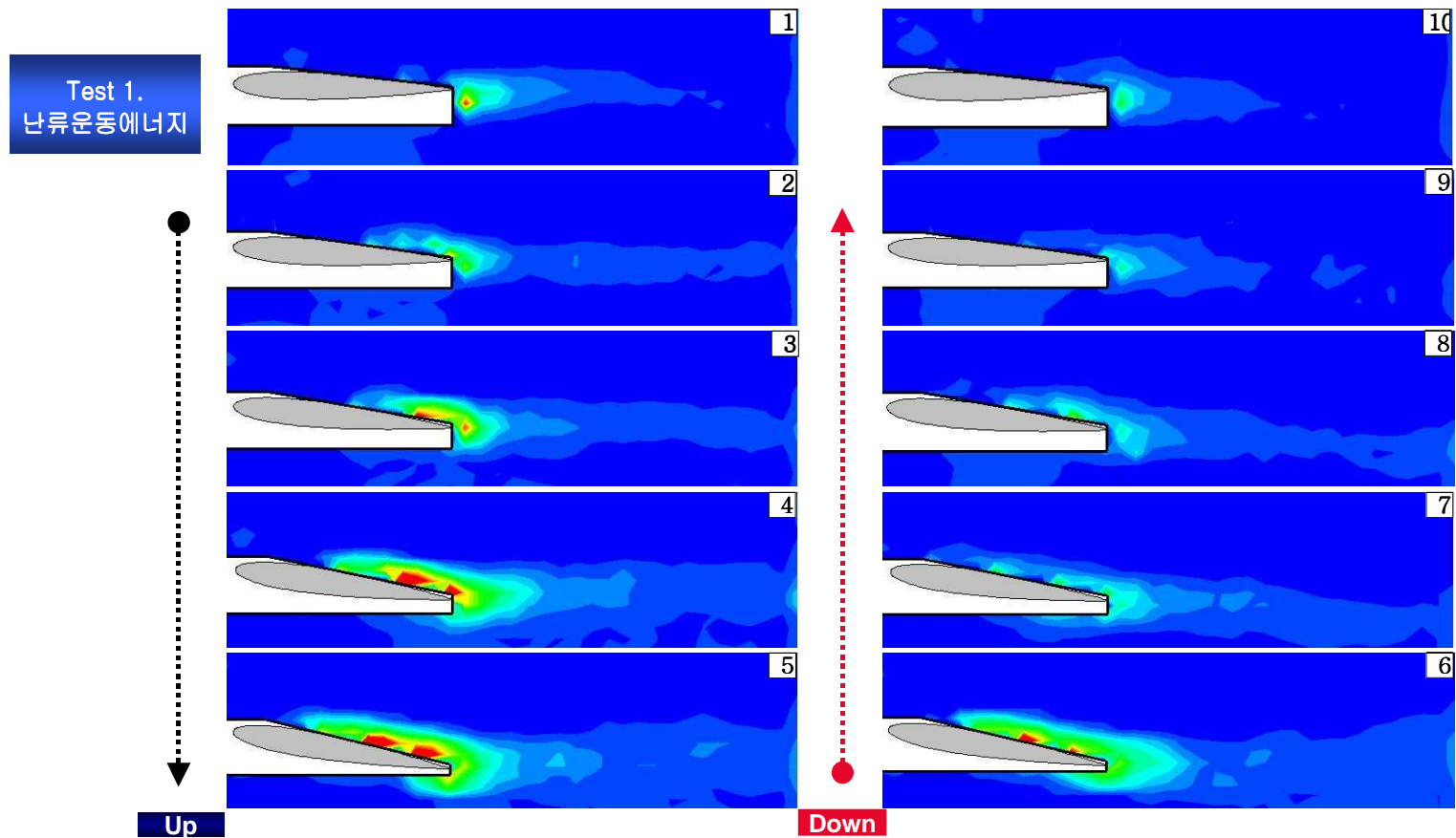
(a) Velocity Vectors and Pathlines

Fig. 26 Phase-Averaged Velocity, Vorticity and k ($f = 0.2$ Hz, $\alpha_m = 5^\circ$)



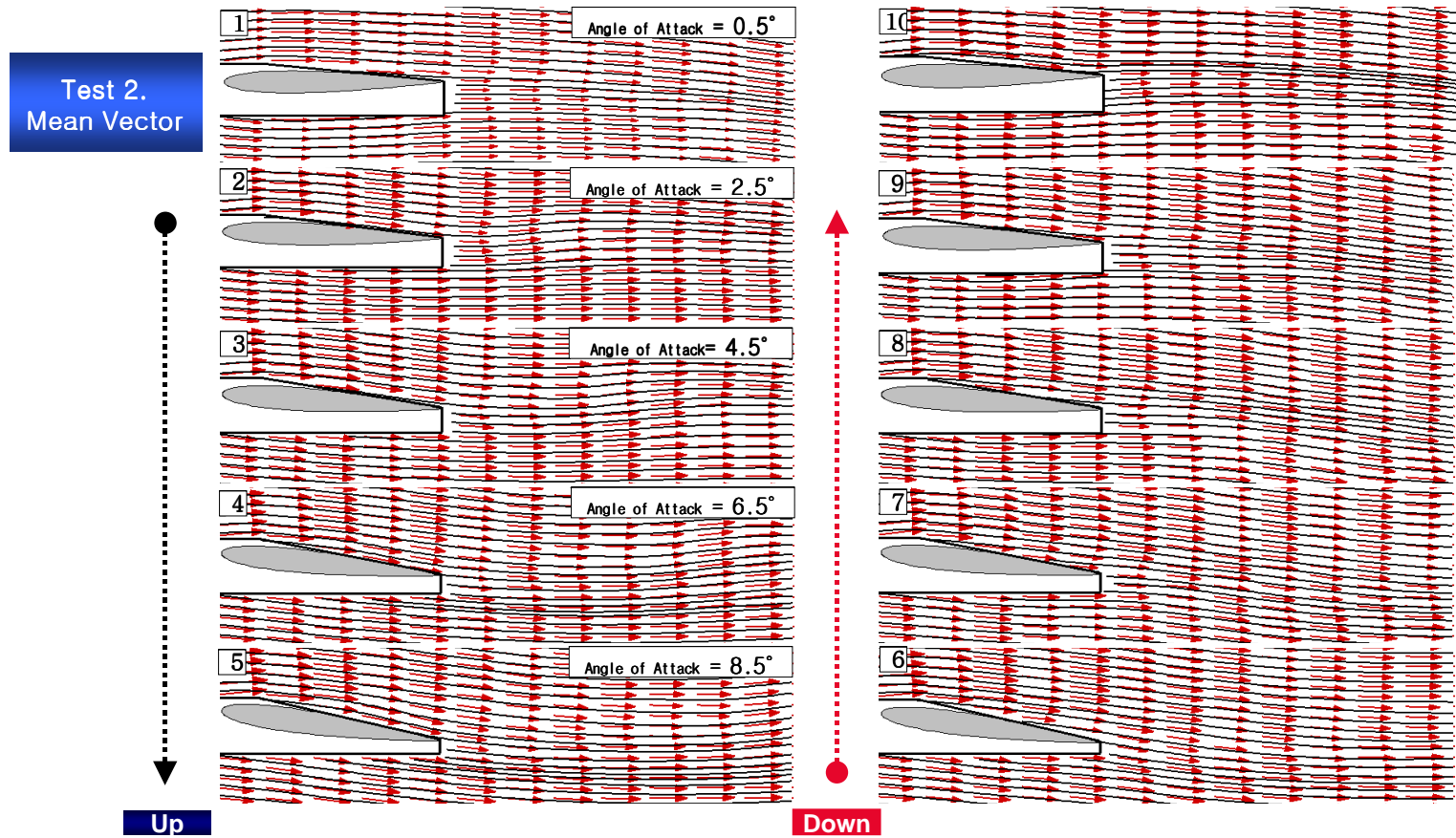
(b) Vorticity Distribution

Fig. 26 Continued.



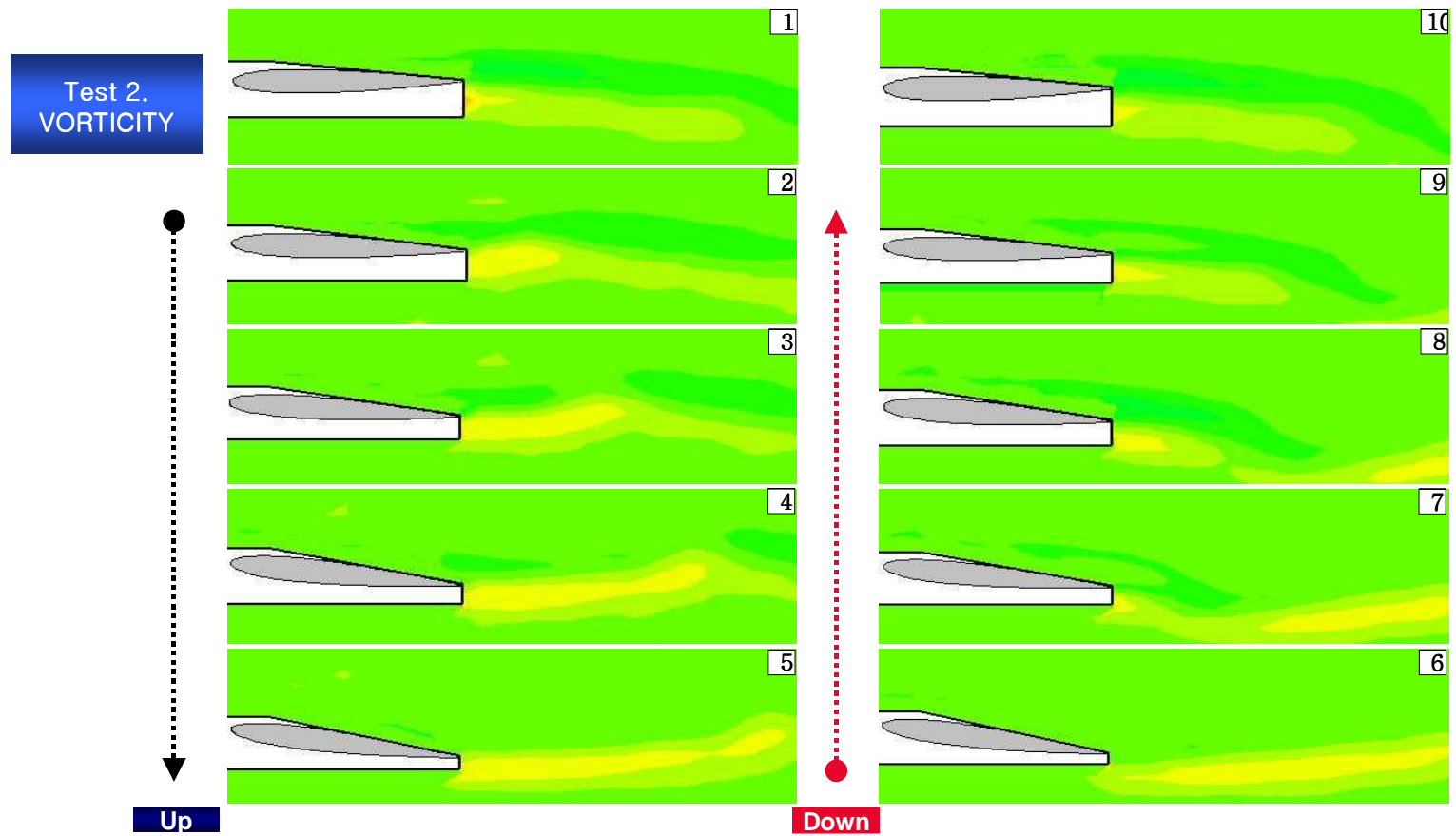
(c) Turbulent Kinetic Energy k

Fig. 26 Continued.



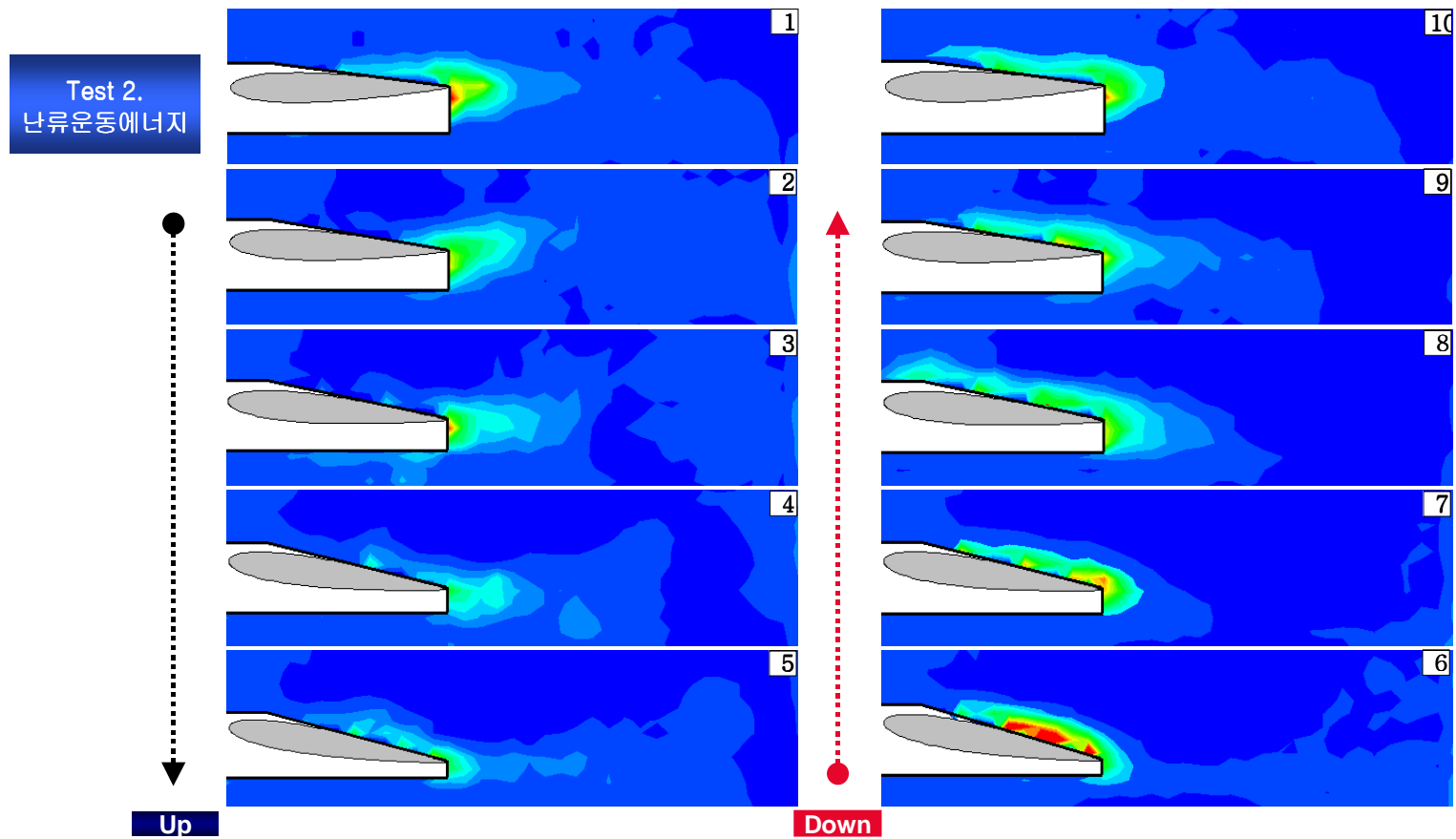
(a) Velocity Vectors and Pathlines

Fig. 27 Phase-Averaged Velocity, Vorticity and k ($f = 0.5$ Hz, $\alpha_m = 5^\circ$)



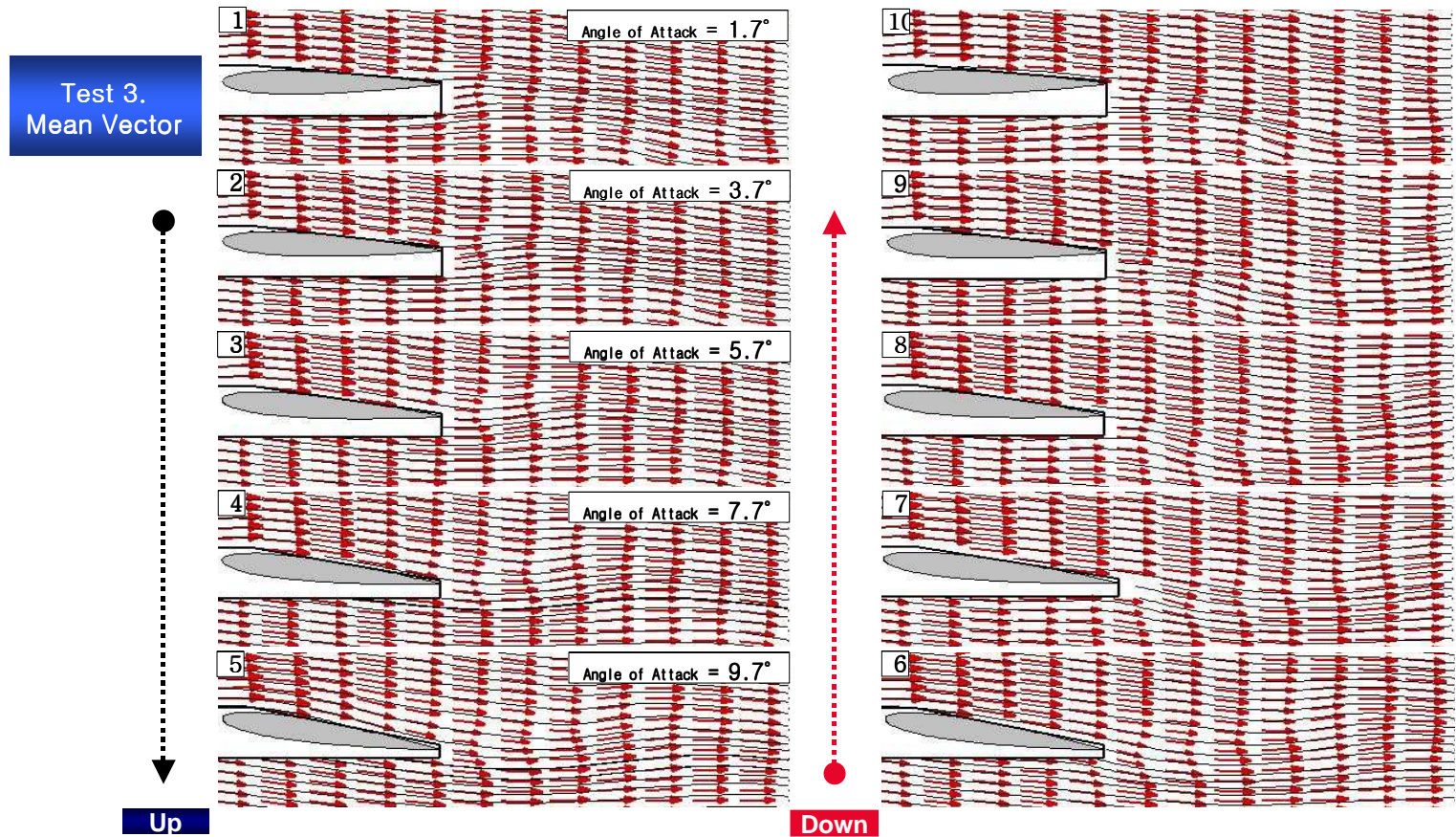
(b) Vorticity Distribution

Fig. 27 Continued.



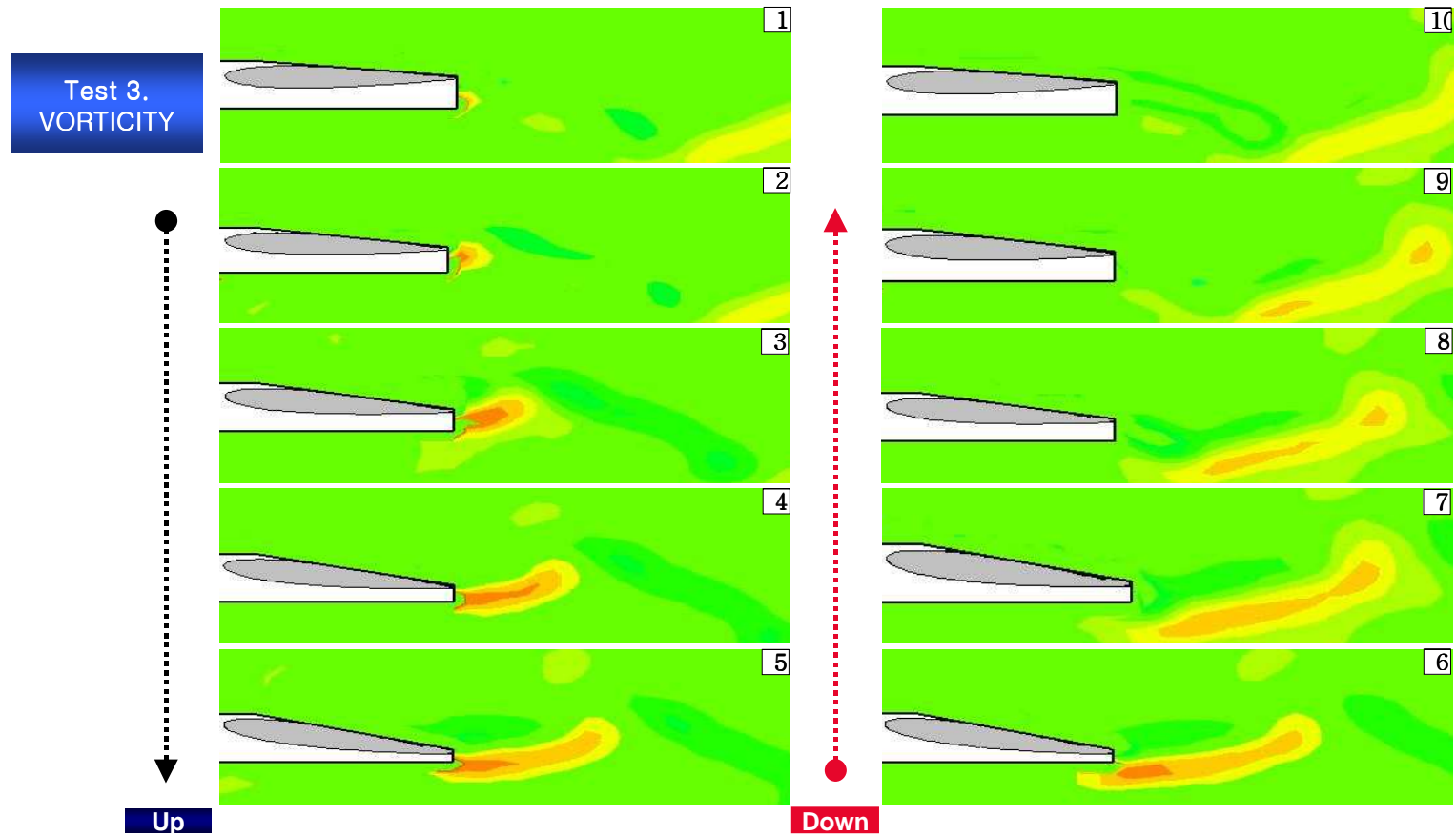
(c) Turbulent Kinetic Energy k

Fig. 27 Continued.



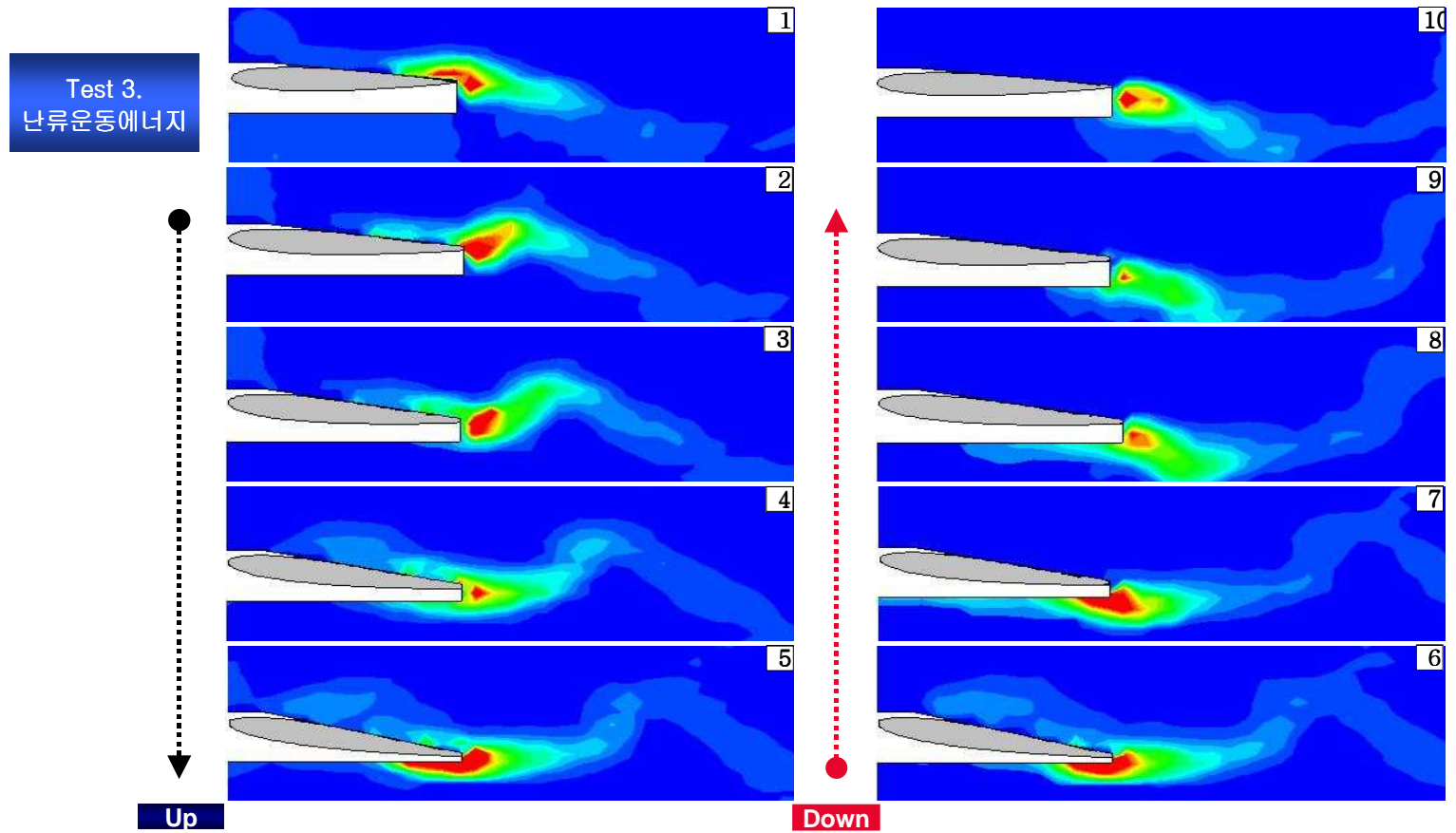
(a) Velocity Vectors and Pathlines

Fig. 28 Phase-Averaged Velocity, Vorticity and k ($f = 1$ Hz, $\alpha_m = 5^\circ$)



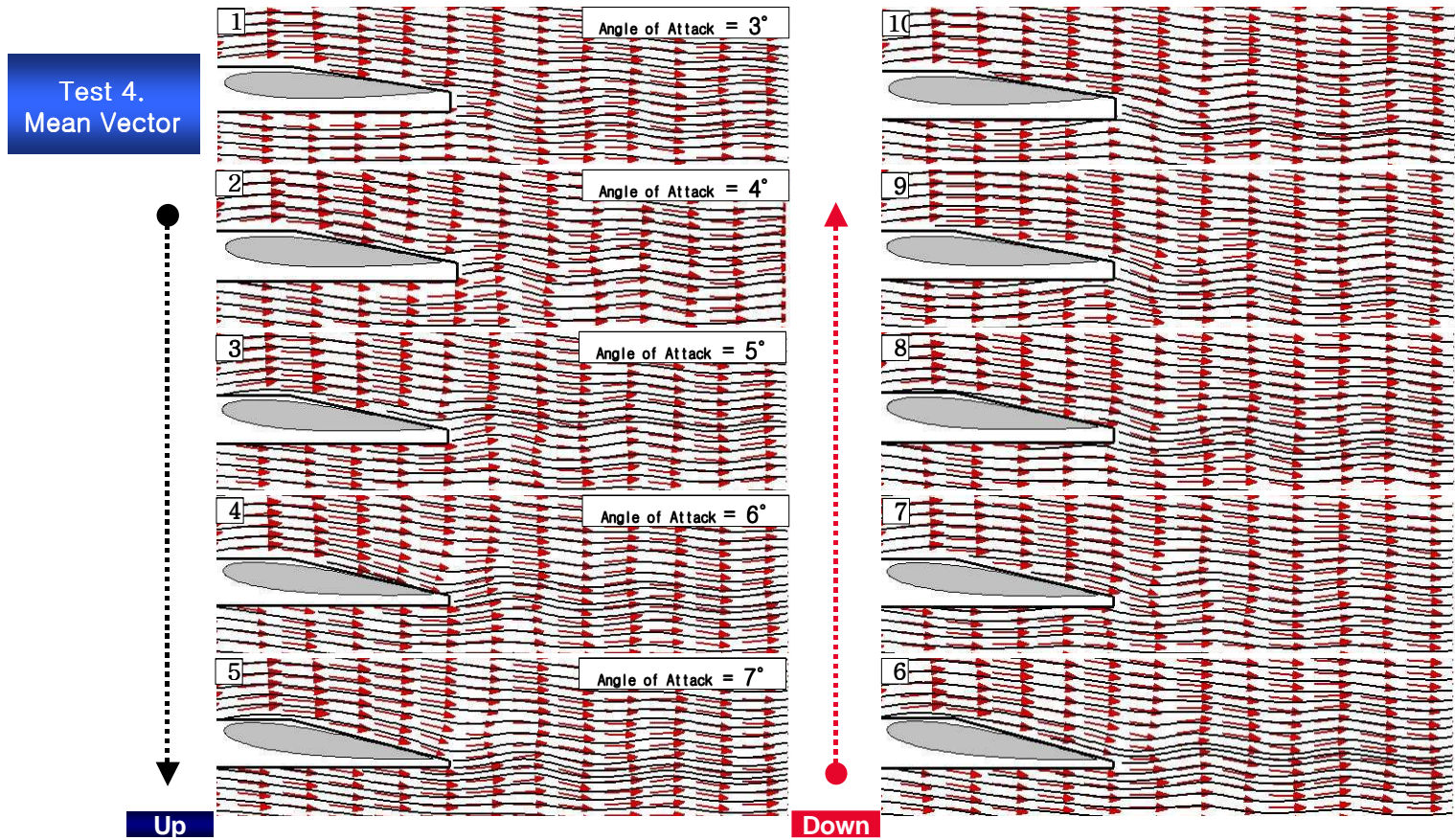
(b) Vorticity Distribution

Fig. 28 Continued.



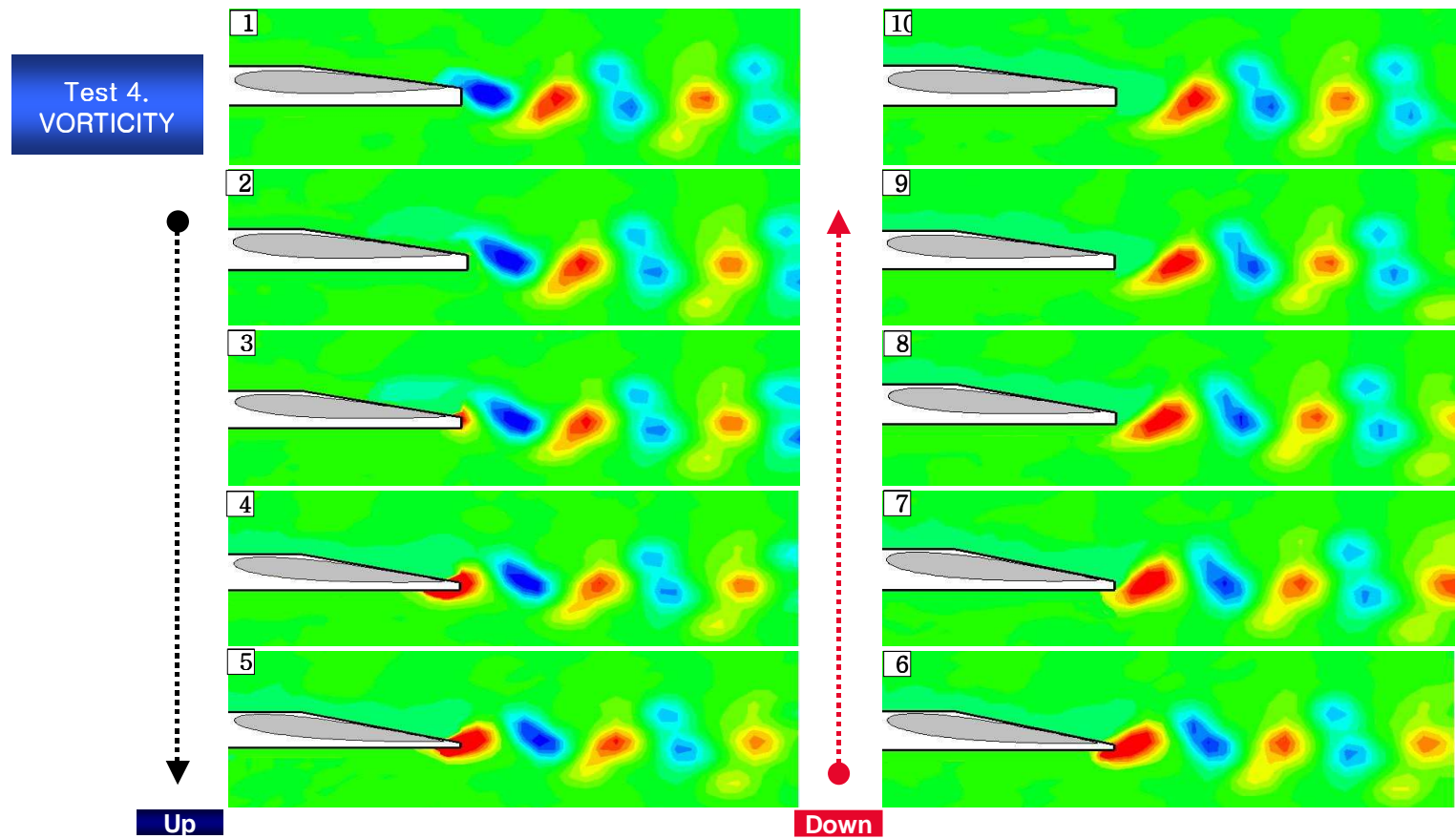
(c) Turbulent Kinetic Energy k

Fig. 28 Continued.



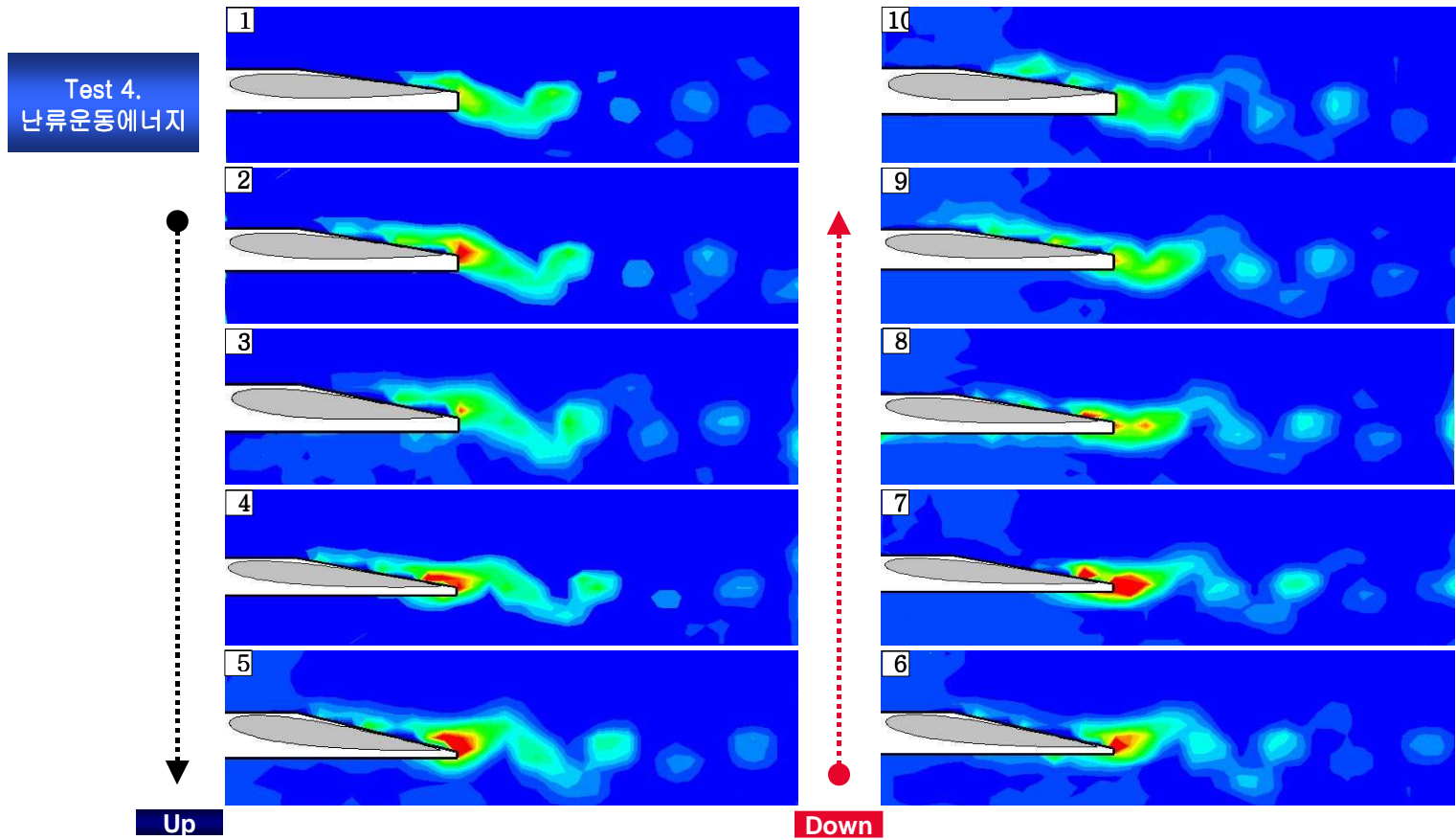
(a) Velocity Vectors and Pathlines

Fig. 29 Phase-Averaged Velocity, Vorticity and k ($f = 3$ Hz, $\alpha_m = 5^\circ$)



(b) Vorticity Distribution

Fig. 29 Continued.



(c) Turbulent Kinetic Energy k

Fig. 29 Continued.

평균 받음각이 15도인 경우

먼저 정지해 있는 날개주위 유동장은 Fig. 30과 같다. 날개의 압력면 쪽에 그림자로 인하여 해석이 불가능한 영역이 존재하고 있으며, 흡입면 상에 상당히 큰 크기의 박리영역이 눈에 띄며 그 부근에서 속도결손도 확연히 드러나 있다. 와도분포는 박리영역의 가장자리 부근 속도의 구배가 큰 곳에서 크게 얻어지는 반면 난류운동에너지는 박리영역의 후방에서 크게 얻어진다. 박리영역 내부에서 난류운동에너지가 작은 것이 흥미로운 결과이다. 박리점이 분명하고 박리영역의 크기가 크기 때문에 평균받음각 5도인 경우보다 전체적으로 유동장 해석의 정도가 본 PIV 시스템으로도 충분히 가능한 것으로 판단된다.

Fig. 31 ~ Fig. 33에는 각 위상별로 해석한 실험결과가 나와있다. 먼저 Fig. 31에 있는 진동주파수 $f=0.2$ 인 경우 유선분포를 보면 평균받음각 5도인 경우와는 달리 각 순간받음각마다 유동이 다른 것은 물론이고 동일한 순간받음각끼리도 매우 다른 양상을 보이고 있다. 전체적으로 pitching-up 동안에는 유동박리가 거의 보이지 않으며 pitching-down 할 때 박리영역이 최대가 되는 순간받음각도 20도 부근이 아니라 15도 부근임을 볼 때 비정상유동장 내의 이력현상이 큼을 알 수 있다. 박리영역이 형성되는 과정과 사라지는 과정도 일목요연하게 나타나고 있다. 전체적으로 볼 때 박리영역의 크기는 고정된 날개에 비하여 줄어든다고 판단된다. 와도와 난류운동에너지의 크기는 순간받음각이 클 때 상대적으로 날개 가까이에 집중되어 있으며 순간받음각이 작은 영역에서는 다소 확산되는 양상을 보이고 있다. 진동날개의 동일한 순간받음각에서의 유동장은 pitching-up이나 pitching-down이나에 따라 매우 다르며 Fig. 30의 고정날개는 경우는 이 둘 사이의 중간쯤에 해당하는 유동장이라고 볼 수 있다. 진동주파수가 낮아서인지 날개끝에서 와류가 떨어져 나가는 vortex shedding은 그리 크게 나타나지 않았다.

진동주파수가 $f=0.5$ 로 증가된 Fig. 32를 보면 Fig. 31과는 또 다른 양상을 보여주고 있다. 먼저 진동주파수가 커지면서 유동박리영역이 전반적으로 확연히 줄어든 걸 볼 수 있다. 이력현상도 더 커져서 심지어 순간받음각 10도일 때가 20도일 때보다 오히려 더 박리영역이 뚜렷이 보이는데 박리영역이 Fig. 30이나 Fig. 31와 달리 날개 뒷날(trailing edge) 부근에 작게 생성되고 있다. 와도분포를 살펴보면 아직도 vortex shedding 현상은 그리 크지 않지만 날개의 뒷날에서 떨어져 나가는 vortex는 제법 명확히 확인 가능하다. 난류운동에너지 분포도 pitching-up과 pitching-down시와 완전히 다른 양상을 보이고 있다.

한편 $f=1$ 로 상대적으로 고진동인 Fig. 33을 보면 $f=0.5$ 보다 더욱 비정상성이 증가되면서 오히려 유동박리현상이 많이 억제됨을 알 수 있다. 유동박리도 순간받음각이 클 때

만 날개 뒷날 부근에서 형성되고 있다. 특이사항으로는 와도분포로부터 pitching-up시와 pitching-down시에 각기 vortex shedding이 발생하는 것을 꼽을 수 있다. 날개 앞날과 끝날 중 끝날에서 떨어지는 와류가 후류로 가면서 더 오래 지속되고 있다. 대류하는 와류를 따라가면서 난류운동에너지 분포도 discrete하게 나타나고 있다. 평균받음각이 5도이고 $f=3$ 인 경우와 흡사하게 pitching-up과 pitching-down 간 유동장의 차이는 오히려 없어졌다. 이 역시 날개의 진동주파수가 어느 한계 이상으로 증가하면서 (즉 K 값이 증가하면서) 유동에 미치는 점성의 상대적 영향이 감소하는데 따른 영향일 것으로 추측한다. 전체적으로 볼 때 날개의 진동주파수 변화에 따른 유동장의 변화는 계측한 실험조건 내에서는 상당히 그 영향이 큰 것으로 밝혀졌다.

15도
Fixed

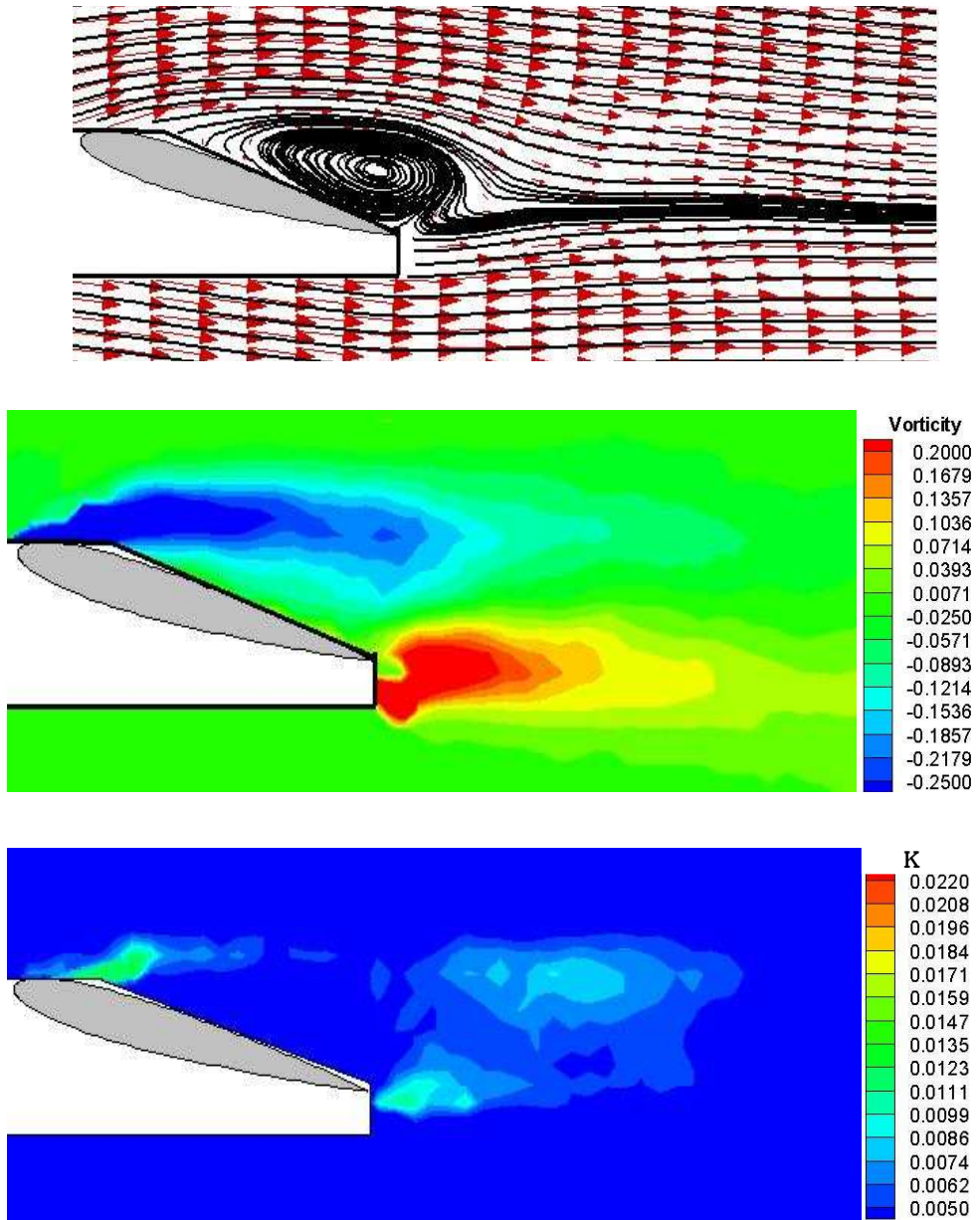
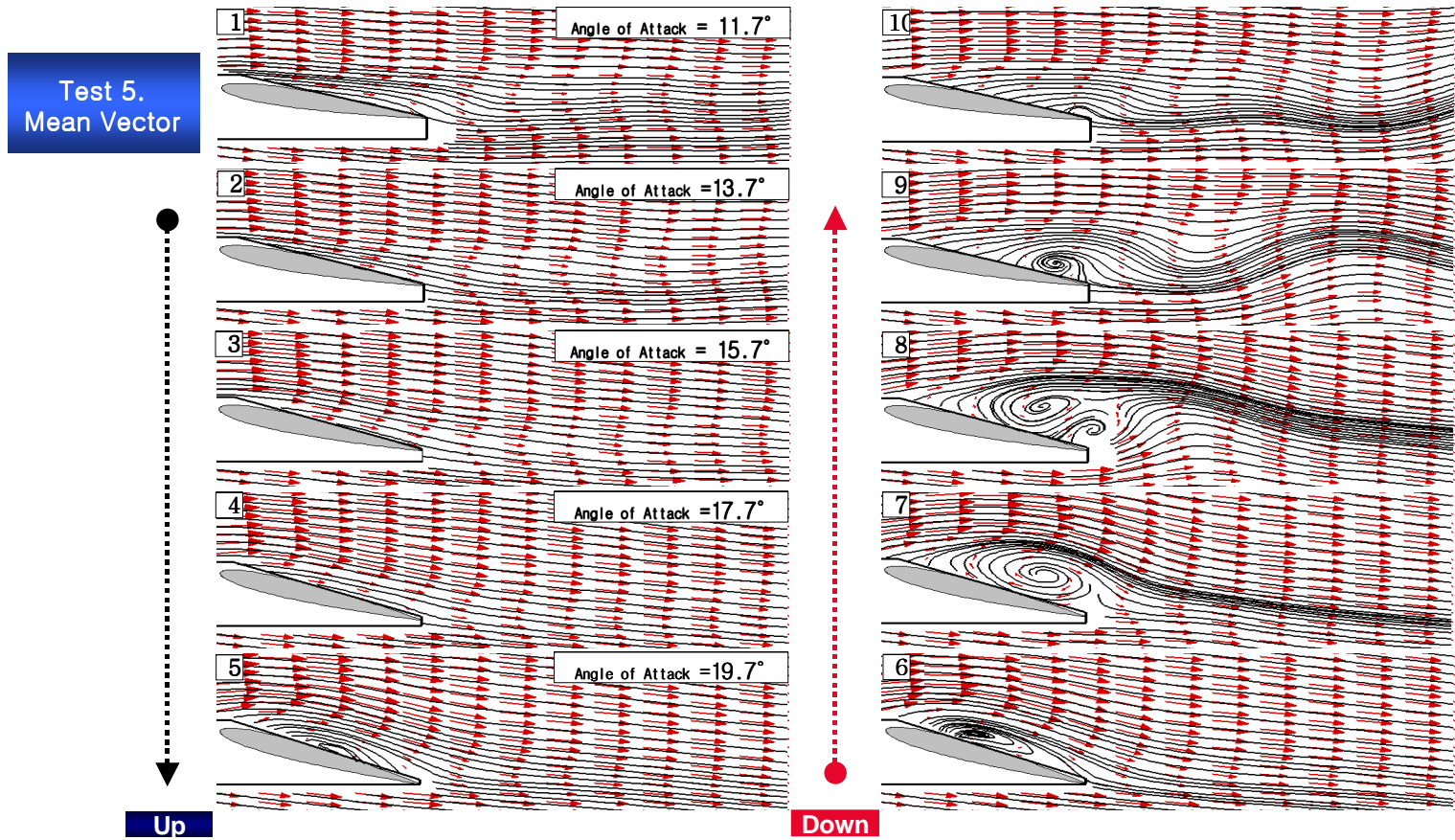
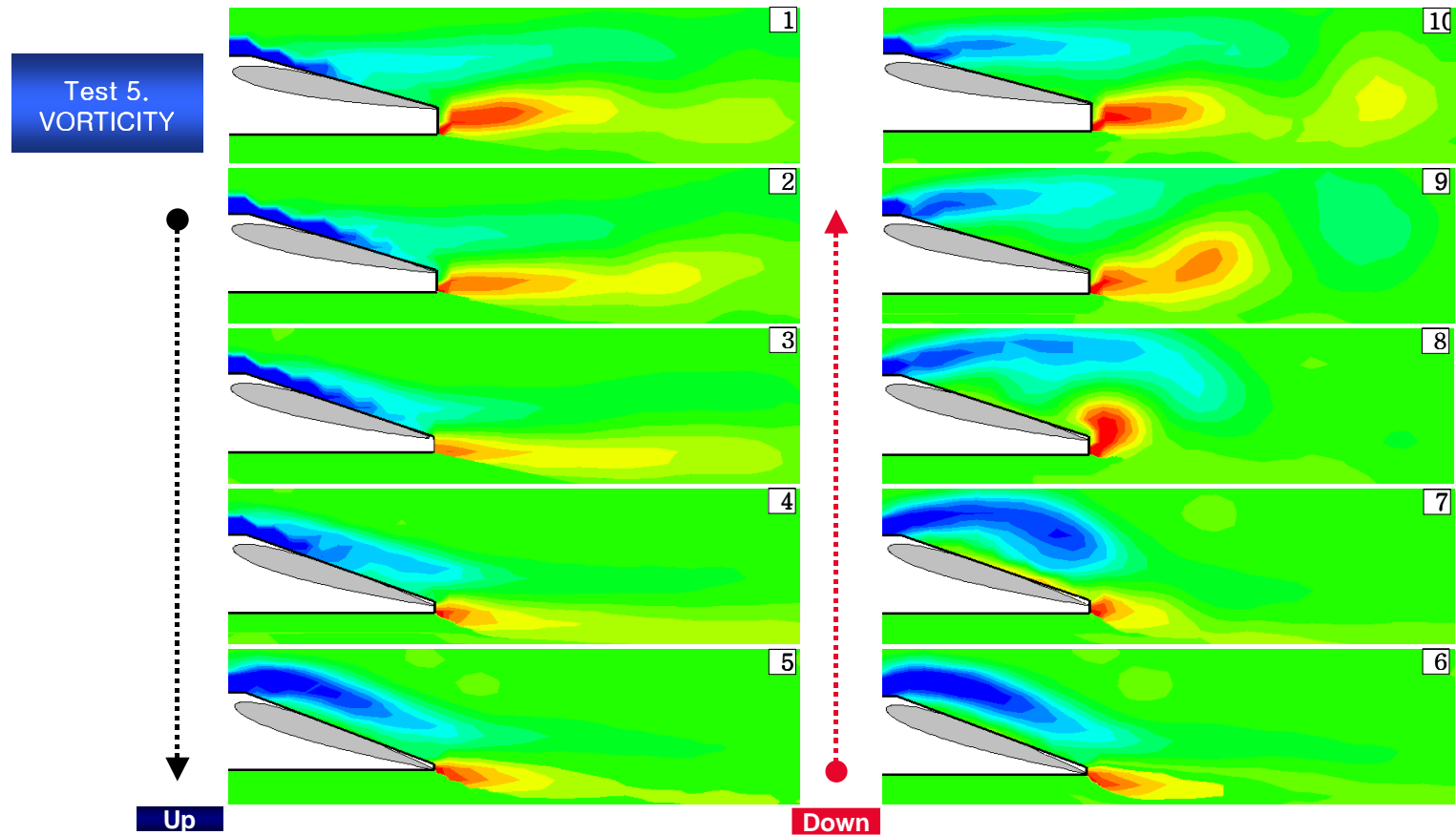


Fig. 30 Velocity, Vorticity and Turbulent Kinetic Energy (Fixed, $\alpha_m = 15^\circ$)

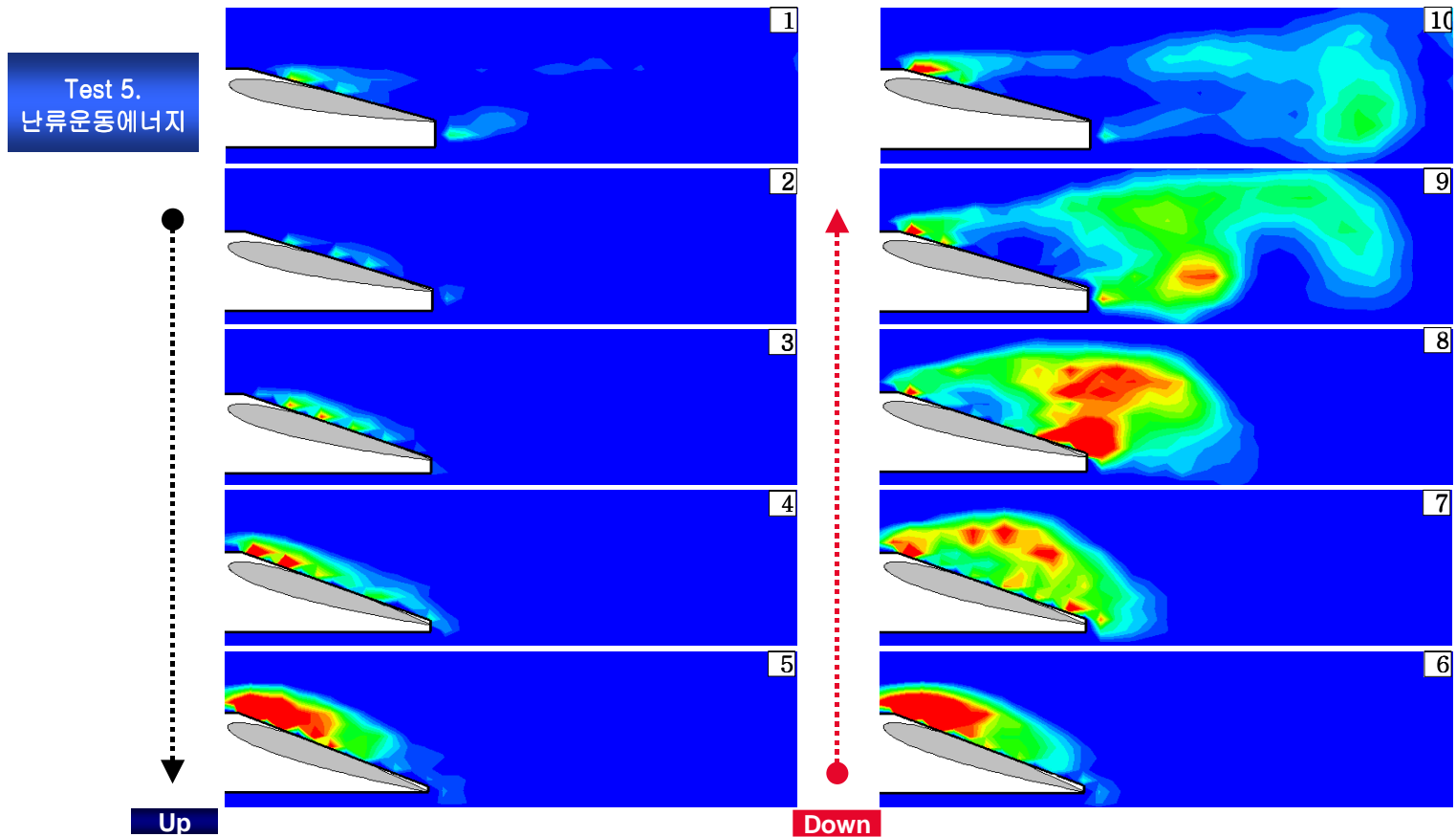


(a) Velocity Vectors and Pathlines

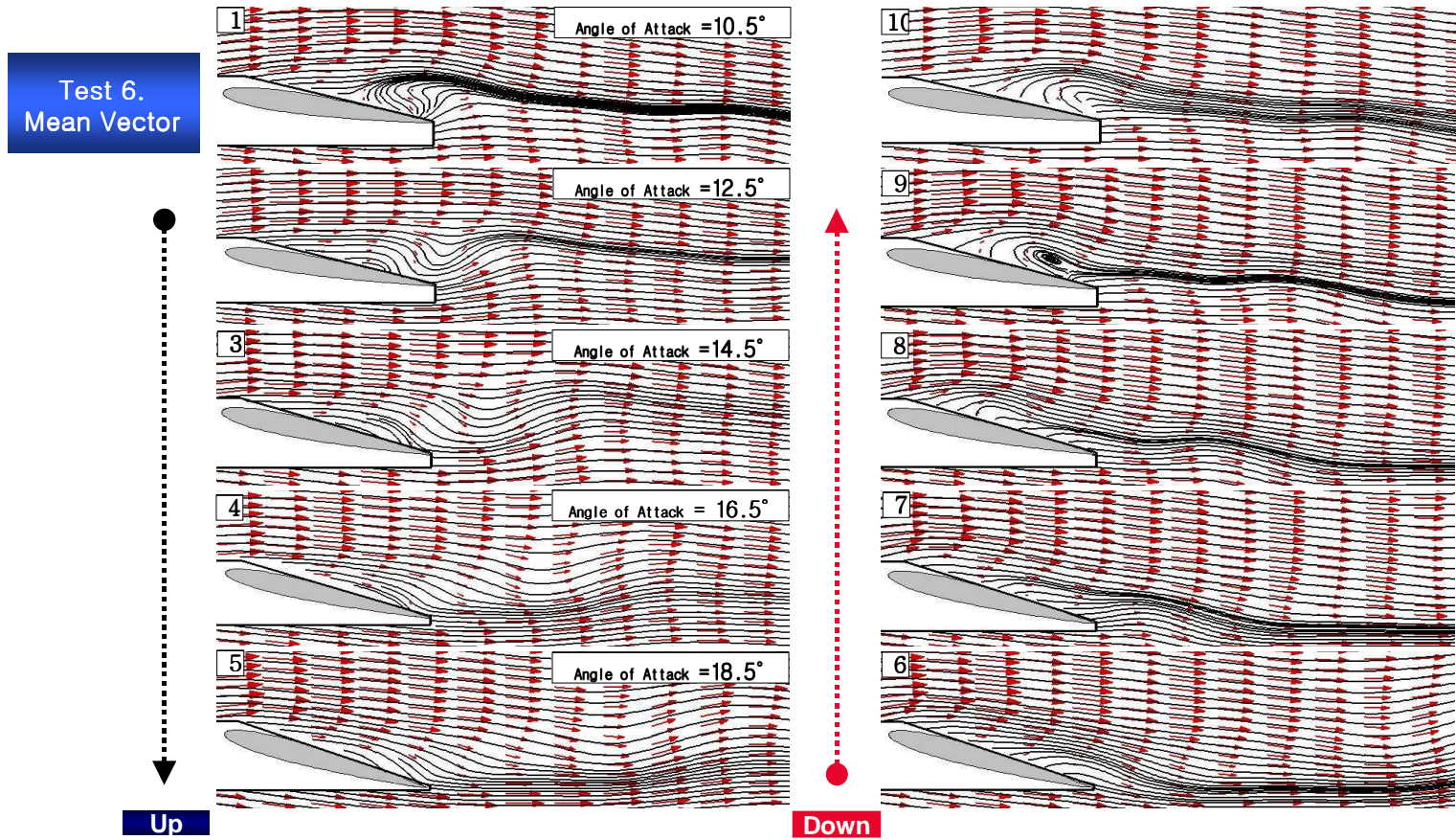
Fig. 31 Phase-Averaged Velocity, Vorticity and k ($f = 0.2$ Hz, $\alpha_m = 15^\circ$)



(b) Vorticity Distribution
Fig. 31 Continued.

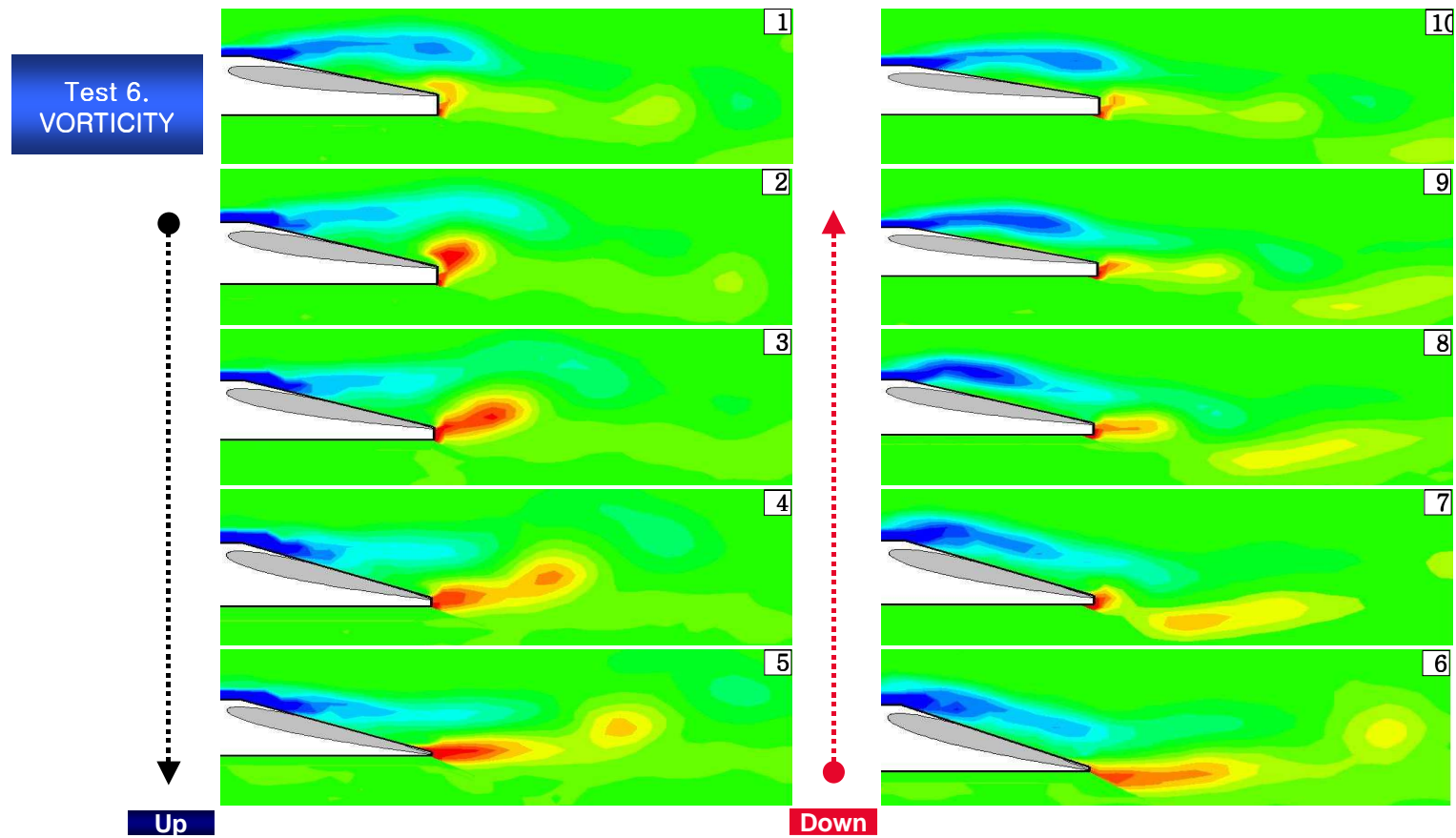


(c) Turbulent Kinetic Energy k
Fig. 31 Continued.

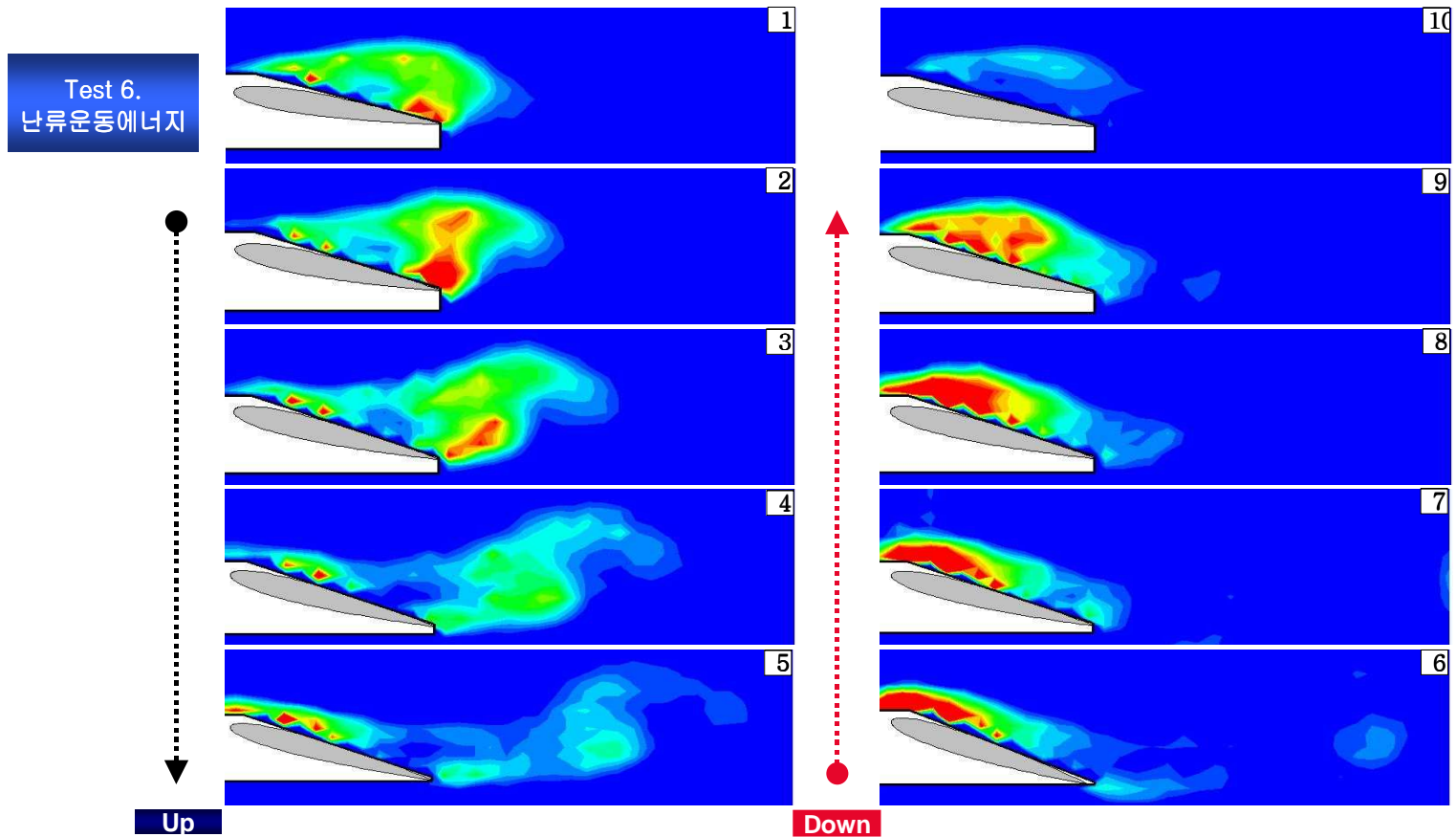


(a) Velocity Vectors and Pathlines

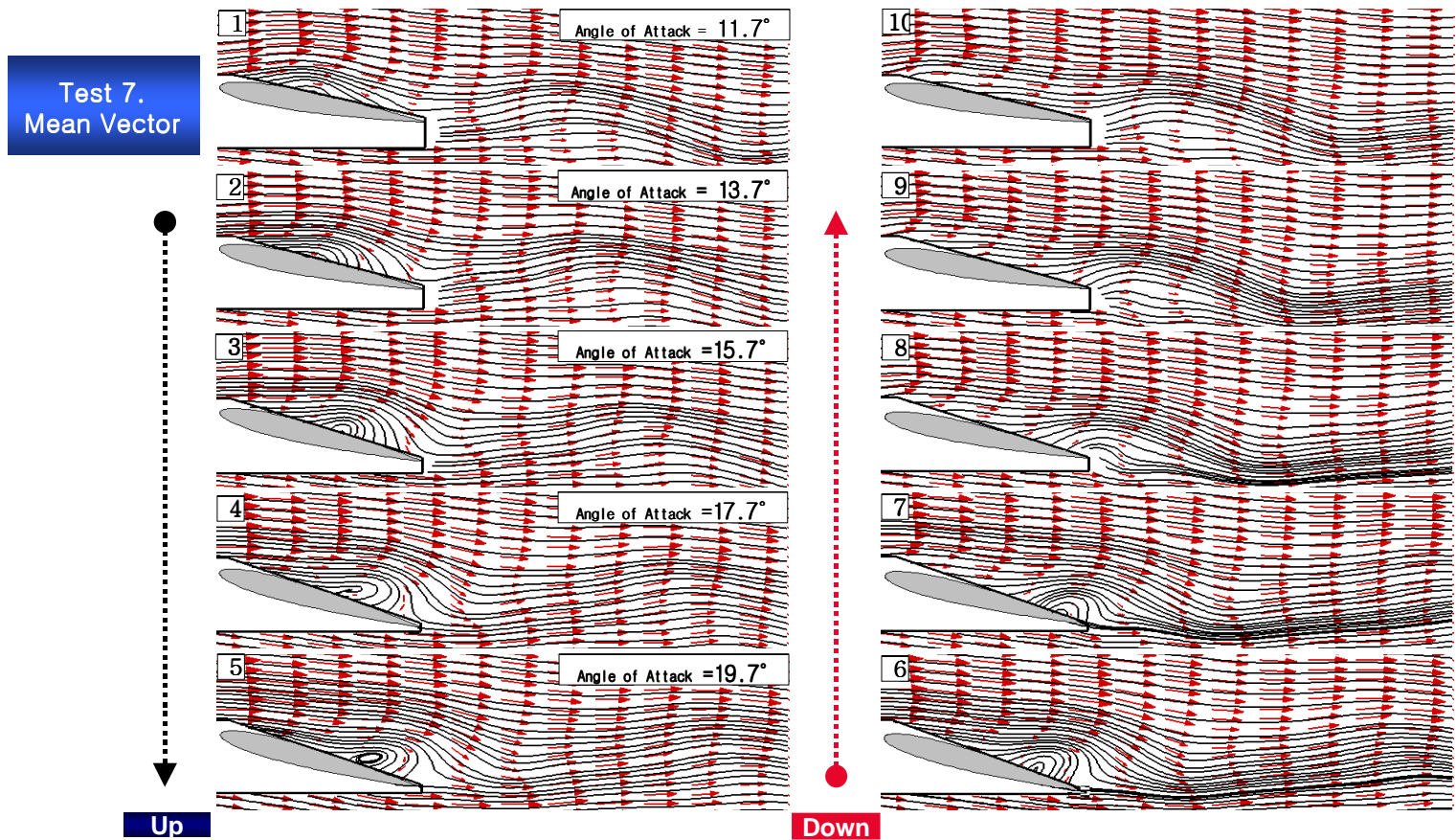
Fig. 32 Phase-Averaged Velocity, Vorticity and k ($f = 0.5$ Hz, $\alpha_m = 15^\circ$)



(b) Vorticity Distribution
Fig. 32 Continued.

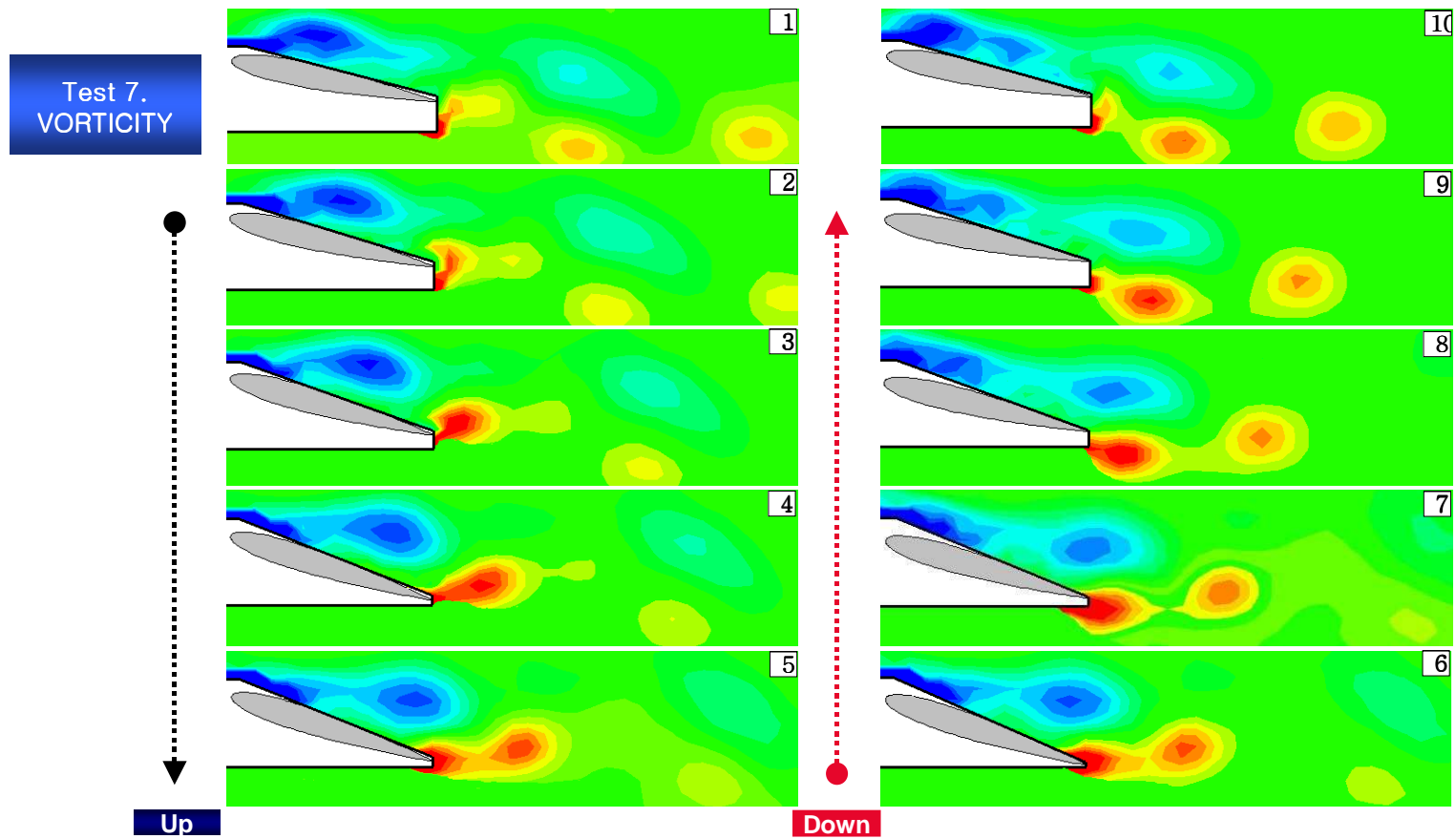


(c) Turbulent Kinetic Energy k
Fig. 32 Continued.

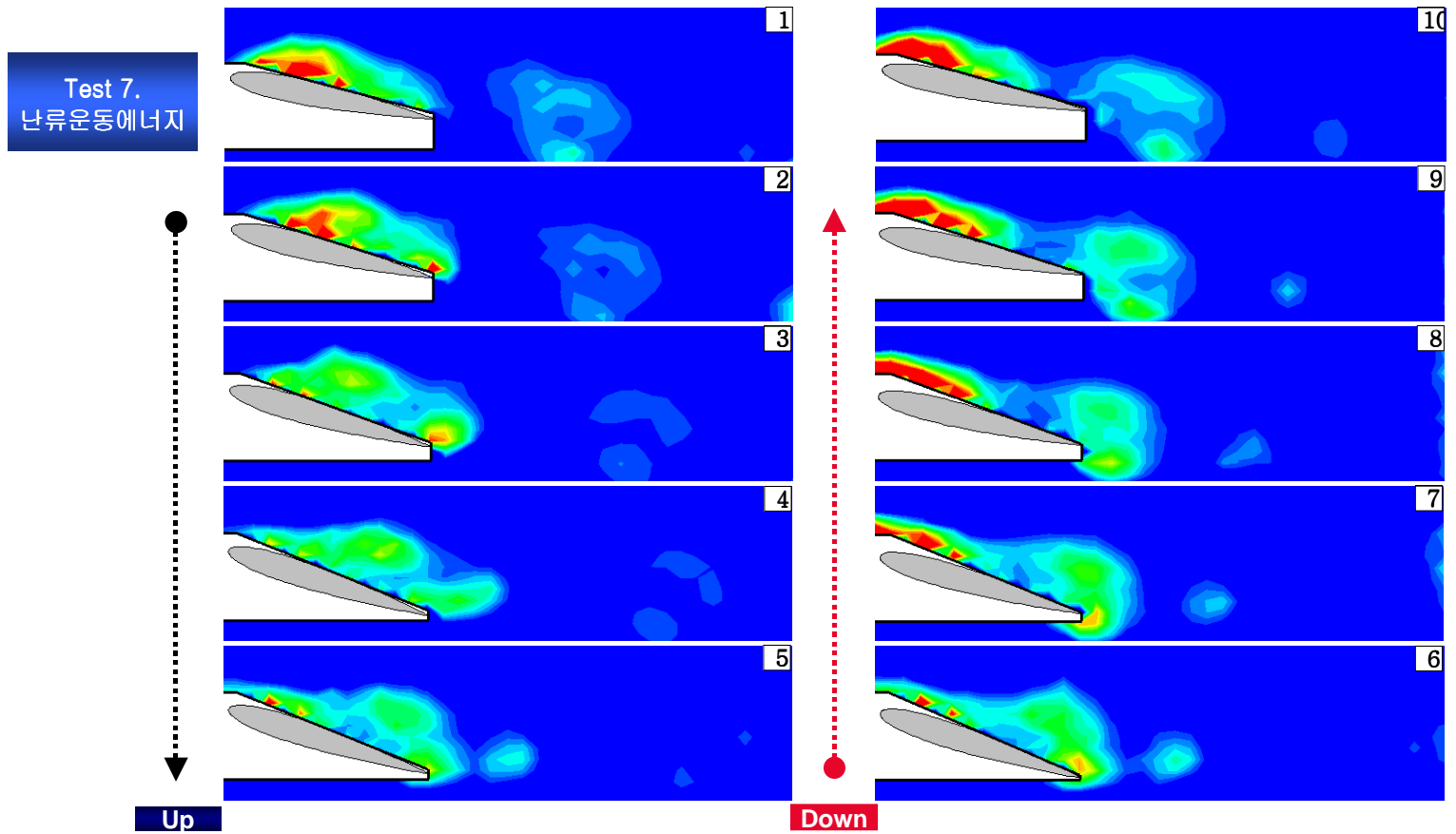


(a) Velocity Vectors and Pathlines

Fig. 33 Phase-Averaged Velocity, Vorticity and k ($f = 1.0$ Hz, $\alpha_m = 15^\circ$)



(b) Vorticity Distribution
Fig. 33 Continued.



(c) Turbulent Kinetic Energy k
Fig. 33 Continued.

2.3.2. PIV를 이용한 3차원 진동날개 후류의 유동 해석 결과

Fig. 34는 받음각이 10° 인 고정날개에 대한 결과이다. 날개끝 vortex의 위치가 그림에서 실선으로 표시된 날개의 끝에 위치하며 와도와 난류운동에너지 분포도 원형에 가까운 타원형 구조를 하고 있다. 그 좌측 편으로 약하긴 하지만 날개의 반류 영역에 해당하는 유동장이 나타나 있다.

한편, 진동하는 날개에 결과는 Fig. 35와 Fig. 36에 소개되어 있는데 각 K값에 대해서 한 주기 동안의 변화를 10개의 위상에서 살펴보았다. 그림의 개시 형식은 2차원 계산 결과 때와 동일하게 배치하였으며 결과 내용에서 가장 좋은 값을 나타낸 진동주파수 K 값이 0.2, 1.06 (case 2, 4)인 두 경우에 대하여만 속도벡터, 와도, 난류 운동에너지로 소개할 것이다.

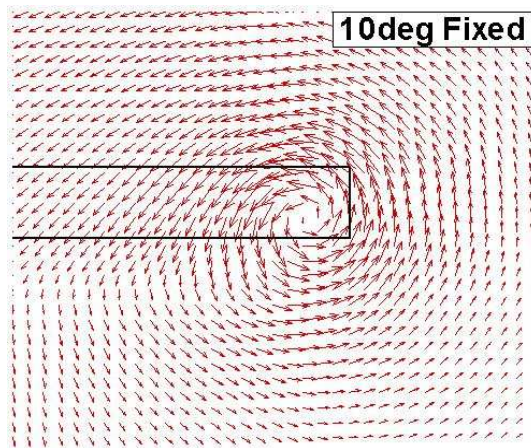
먼저 주파수와 관계없이 진동하는 날개의 후류에 대한 공통적인 특징으로는 순간받음각이 클 때 강도와 크기가 커진다는 점이다. 이는 이력효과가 Tip vortex에 미치는 영향이 2차원 날개의 후류보다는 낫다는 것을 의미한다. K 값이 0.21에서 전체적인 와류의 패턴을 보여주는 Fig. 35를 보면 날개가 진동함으로서 각 위상에 따라 날개끝과 vortex center가 거의 동일하게 움직여 위상 지연의 영향이 그리 크지 않음을 알 수 있다. 또한 받음각의 변화에 따라 와도와 운동에너지의 변화 값이 확연히 변화되는 모습을 볼 수 있는데, pitching-up의 경우 받음 각이 커질수록 와류 강도, 운동에너지의 값도 커지고 그 범위도 더 넓어짐을 보여준다. 날개가 pitching-down 중일 때는 각 위상에서 와류 강도, 운동에너지는 동일한 순간 받음각이라 하더라도 Pitching-up일 때와 완전히 다른 형태의 분포를 나타내고 있으며 down의 경우, 받음각이 작아질수록 범위와 값이 줄어들긴 하나, 같은 순간 받음각끼리 비교 해 보았을 때는 up의 경우보다 전체적으로 더 큰 값과 넓은 분포를 보여 주었다. Fig. 36은 K=1.06으로서 Fig. 35에 비하여 진동수가 5배 정도 커진 경우이다. 받음각의 크고 작음에 맞게 와류 강도와 운동 에너지의 값과 그 범위가 규칙적으로 나타나지 않고 있다. 순간받음각에 따라 비정상성이 점점 커지고 줄어드는 양상은 보이나 날개의 위상과는 관계가 없으며, 같은 위상에서도 그 값과 범위가 매우 큰 차이를 보이고 있다. 이러한 현상은 날개의 비정상성을 물론이지만 계측된 위치가 날개 끝이 아닌 $X/C=1.0$ 이므로, 빠르게 진동하는 날개의 위상과 그 때의 날개 후류의 유속에 대한 관계에서 나타나는 위상 지연도 포함되어 있음에 유의해야 할 것이다. 즉, 와류의 대류 속도가 $0.5C$, $1C$ 에서 모두 평균 추방향속도(Free Stream Velocity)와 같다고 가정하면 날개끝에서 촬영구간까지의 거리가 10cm 이므로 Table.6의 표에 나타난 값만큼의 위상 지연을 보상 해 주어야 한다.

Table 6. Phase Compensation of Vortex Position

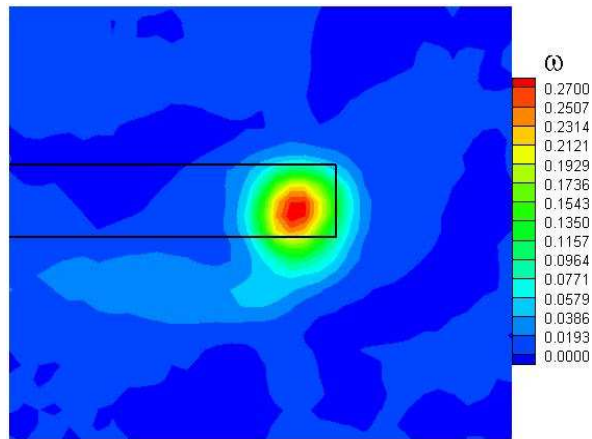
Case.	K/Freq.	초당 회전각	보상각
1	0.1/0.1Hz	2°	0.6°
2	0.21/0.2Hz	4°	1.3°
3	0.52/0.5Hz	10°	3.3°
4	1.06/1Hz	20°	6.6°

Pitching-up 상태에서는 $K = 0.21$ 의 경우와 마찬가지로 받음각이 커짐에 따라 와류 강도와 운동 에너지 값이 커지는 현상이 보였으나 운동 에너지의 값을 보면 날개의 진동 방향이 바뀌면서 (pitching-down) 유동 범위에는 큰 차이가 없지만 vortex core 핵에서의 값은 급격히 낮아졌다가 평균받음각 위치를 지나면서 다시 그 값이 정상 패턴으로 돌아오는 것을 볼 수 있다. 즉, 진동 방향이 바뀌는 구간에서는 전체적으로 와류가 발생하는 구간은 동일하되 그 중심의 회전 속도는 줄어드는 것을 알 수가 있었다.

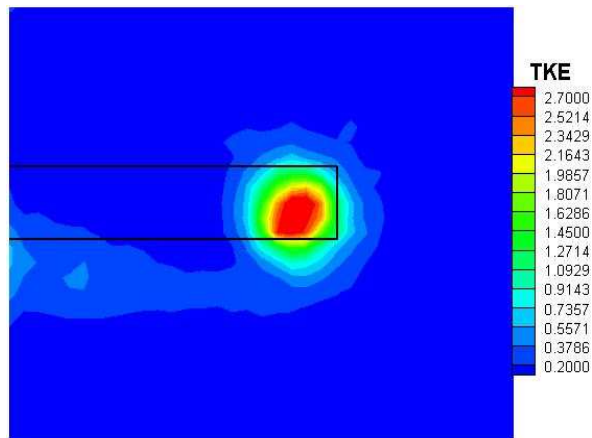
Fig. 37은 각각의 K 값에 따르는 난류 운동에너지를 보여주고 있다. K 값이 어느 정도 적은 경우에는 위상 지연 값이 매우 적으나 K 값이 0.5 이상이 되는 case 3, 4의 경우에는 대략 3°~6° 정도의 지연이 일어났는데 그림에 나타나는 붉은색 박스가 날개의 위상이 대략 5°일 때의 Tip vortex가 된다. 앞서 전체적인 vortex core의 패턴과 마찬가지로 Pitching-up, down 모두 받음각이 커지면서 core의 반경이 넓어지며 운동 에너지의 세기는 pitching-down의 경우가 더 크게 발생되었다. 또한 K 값이 클수록 진동의 방향이 바뀌면서 그 세기가 급격히 줄어들었다가 다시 정상상태로 돌아오는 현상을 볼 수 있었다.



(a) Velocity Vectors



(b) Vorticity Distribution



(c) Turbulent Kinetic Energy k

Fig. 34 Results for Fixed Hydrofoil at $\alpha=10^\circ$

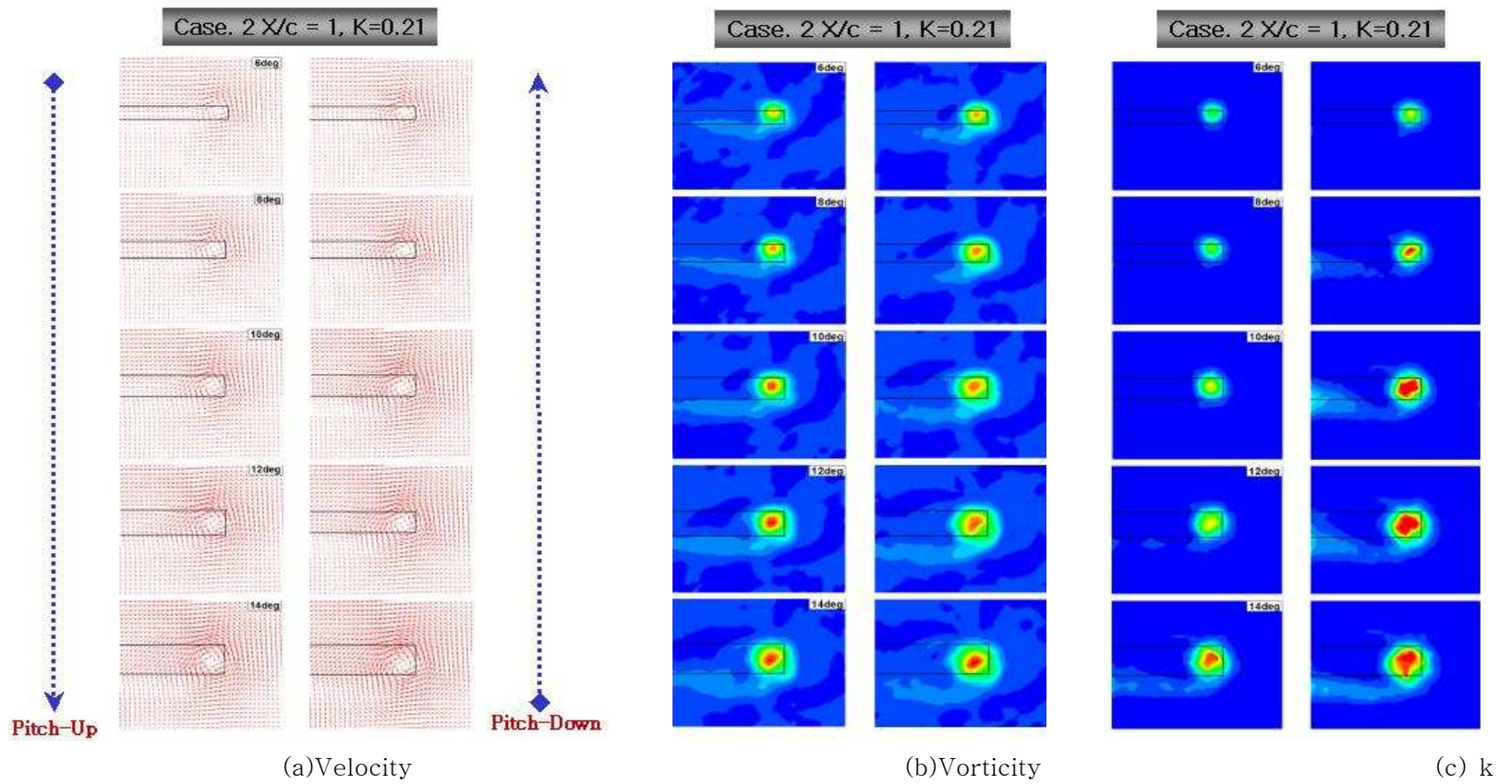


Fig. 35 Flow Field for $f=0.2\text{Hz}$ ($x/c=1$)

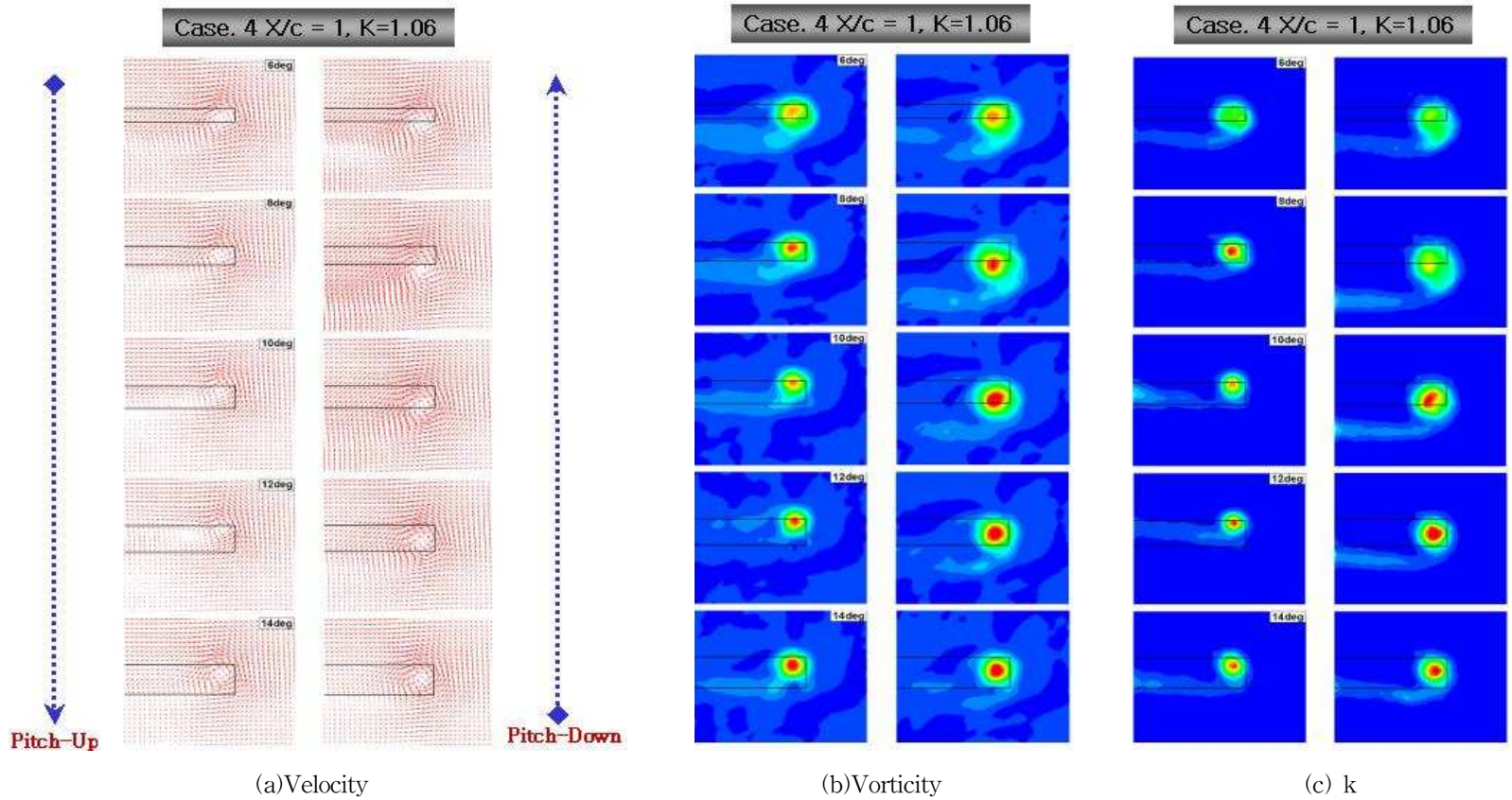
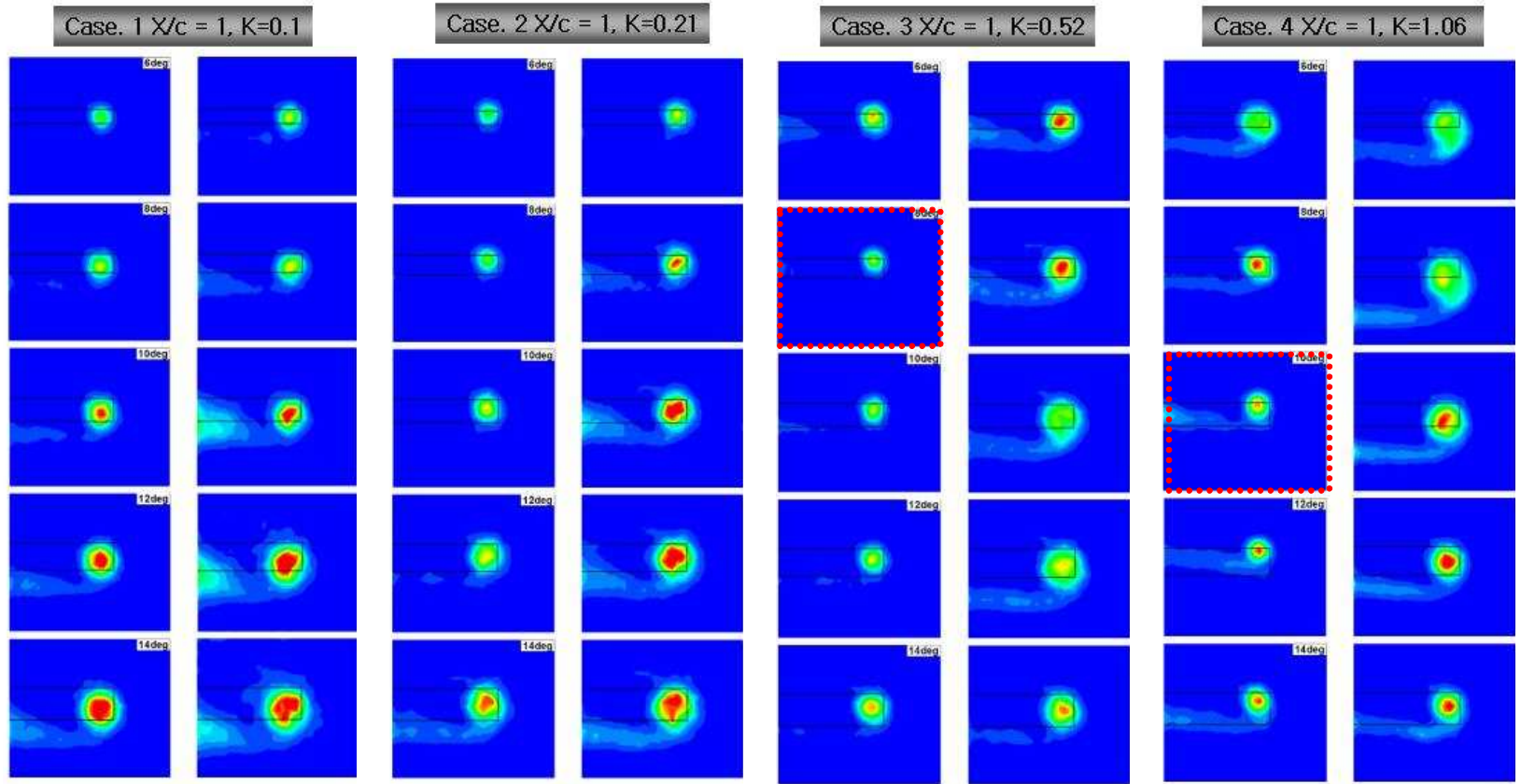


Fig. 36 Flow Field for $f=0.2\text{Hz}$ ($x/c=1$)



(a)Case 1. $K=0.1$

(b)Case 2. $K=0.21$

(c)Case 3. $K=0.52$

(d)Case 4. $K=1.06$

Fig. 37 Turbulent Kinetic Energy Distribution at Various Reduced Frequencies

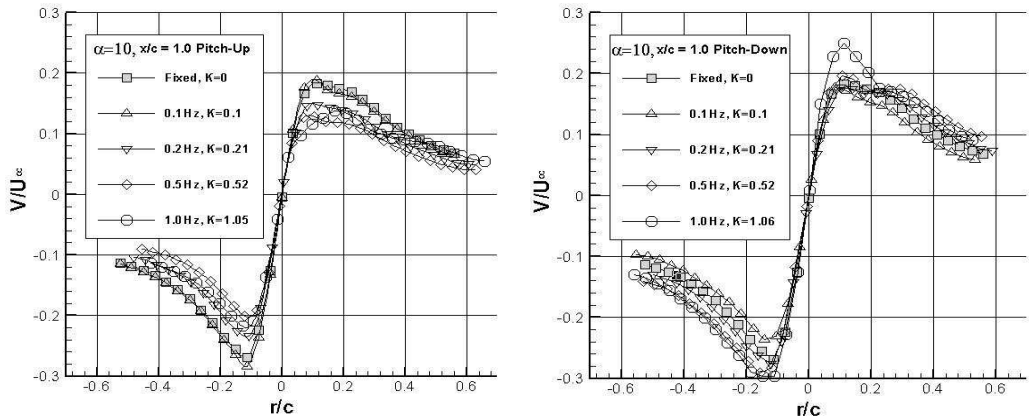
진동하는 날개에 대한 전체적인 유동특성과 vortex core에 형상에 대한 검토에 이어 동일 위상에서 각각의 K값에 따른 유속분포를 좀 더 자세히 살펴보고자 하였다. 이를 위하여 먼저 와류 중심을 정의하였는데, 실제 기하학적 중심이 아닌 와류의 중심영역 내에서 속도 u , v 값이 최소가 되는 점을 찾아 인위적으로 지정해 준 가상의 지점을 와류 중심으로 정의하였다. 이러한 와류중심 결정방법은 횡단면의 속도 벡터로부터 횡단면 접선 방향 속도(V_θ)가 0인 점을 와류 중심으로 결정한 장조원, 박승오 (1998)와도 유사한 방법이다. 또한 앞에서도 지적하였듯이 각 K 값에 따라 날개의 위상에 대한 와류 중심이 일정치 않았기 때문에 각각의 위상 지연을 보정한 후 속도분포를 비교하였다. 다음으로는 속도분포에 따른 vortex core의 크기를 정의하는 것으로서 여기서는 해석 결과에서 얻어진 속도 V_θ 에 대한 정보를 바탕으로 각각의 받음각과 X/C에서 V_θ 의 최대치가 존재하는 위치를 찾아 core의 반경 및 edge를 정의 하였다.

Fig 38.은 받음각 10° 에서 K값에 따른 속도 분포를 나타낸다. 이는 고정날개의 와류 중심을 원점으로 두고 그 원점에서 Y축을 고정시킨 후 Z축에 관한 속도분포를 나타낸 것이다. 그림을 보면 pitching-up 상태인 경우 K값이 0.1인 경우를 제외하고는 그 값이 증가할수록 회전속도가 고정 날개의 경우보다 감소되고 있음을 알 수가 있다. 그리고 K값 변화에 따라 속도의 변화가 선형적이던 것이 무차원주파수가 증가하게 되면 ($K=1.06$) 불규칙한 속도분포로 바뀌게 된다. Pitching-down의 경우엔 진동수가 매우 작은 $K=0.1$ 에서 진동방향이 바뀌면서 고정날개의 경우보다 더 작은 유속을 보여주었으나, 그 외의 K값에서는 pitching-up의 경우와 반대로 K값이 커질수록 유속도도 더 커지는 경향을 보여주었다.

Fig 39.는 각각의 Z축과 Y축에 관한 속도 분포 중에서 최대의 회전방향 유속 V_θ 를 가지는 위치를 찾아 위상별로 core의 형상 및 크기를 표현한 것이다. Pitching-up인 경우 K값이 커짐에 따라 core의 크기가 고정날개에서 보다 작아지는 경향을 보이며, pitch-down인 경우에는 up인 경우에 비해 모든 K 값에서 전체적으로 반경이 더 크게 나타났다. 그리고 그 각각의 크기는 K값에 따라 비슷한 크기를 보였으나 $K=0.5$ 이상이 되면서 고정된 날개의 반경 값보다는 현저히 큰 core의 크기를 보여주었다.

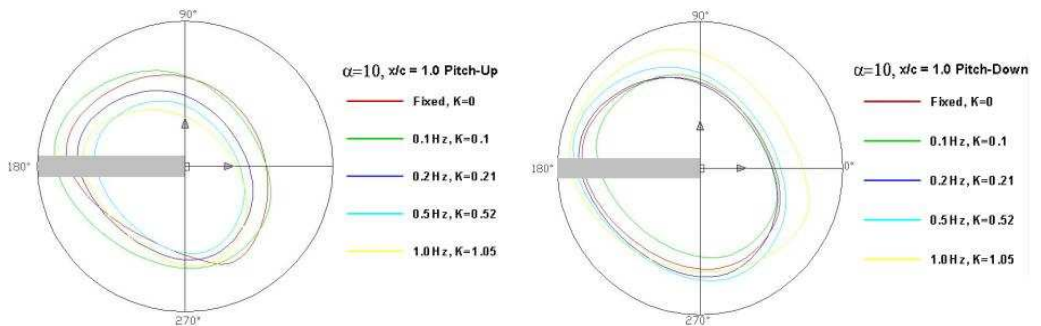
마지막으로 Fig. 40과 Fig. 41은 K값에 따른 각각의 순간 받음각에서 날개끝 와류의 평균 축방향 유속을 pitching-up 중일 때와 pitching-down중일 때를 구분하여 두개의 직선으로 타나낸 그림이다. Fig. 40은 위상 지연을 무시한 날개의 순간 받음각에 따른 순환값을 나타내고 있다. K 값이 증가 될수록 pitching-up, down 간의 순환값이 큰 차이를 보이고 있으며 이는 진동 방향과 K값에 따른 양력 값의 경향과 유동의 비정상성을 보여주고 있다. Fig. 41은 $0.5C$ 위치에서의 평균 대류 속도를 선정하여 pitching-up과 down 중일 때의 무차원 전체 순환값(Γ/Uc)을 위상 지연을 통해 타나낸

값이다. (a) 그림은 위상 지연이 없었던 값과 거의 동일하게 나타났으며 이는 진동에 따른 지연값이 매우 적었기 때문이라 생각된다. 그러나 $K=0.52$ 인 경우를 제외하고는 pitching-up, down 시의 순환값에서 양력의 영향과 비정상성의 특징이 나타나지 않은 매우 불안한 값을 보였다. 이것은 위상 지연 시의 대류 속도 선정의 오차나 실험에 대한 오차 등이 원인이라 판단되며 이러한 문제들은 계속적인 연구를 통해 보다 정확하고 세밀한 결과 값이 나올 수 있도록 진행해 나갈 계획이다.



(a) Angle of attack = 10° , Pitching-Up (b) Angle of attack = 10° , Pitching-Down

Fig. 38 Tangential velocity profiles at angle of attack of 10°



(a) Circle Size at Pitch-Up

(b) Circle Size at Pitch-Down

Fig. 39 Size and Shape of the Vortex Core at Various Reduced Frequencies

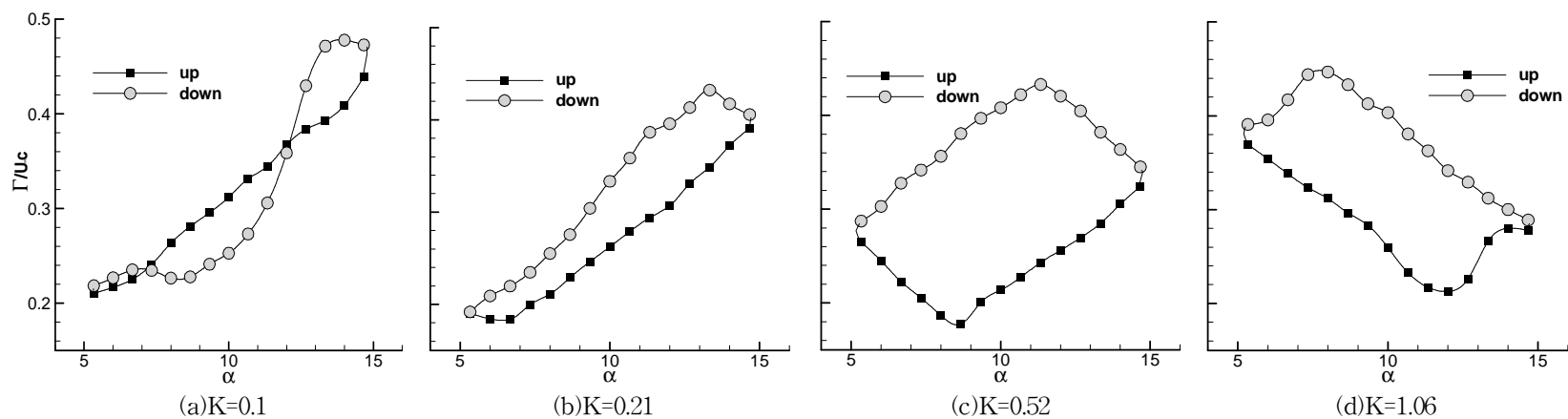


Fig. 40 Non-dimensional circulation at each reduced frequency ($x/c = 1.0$)

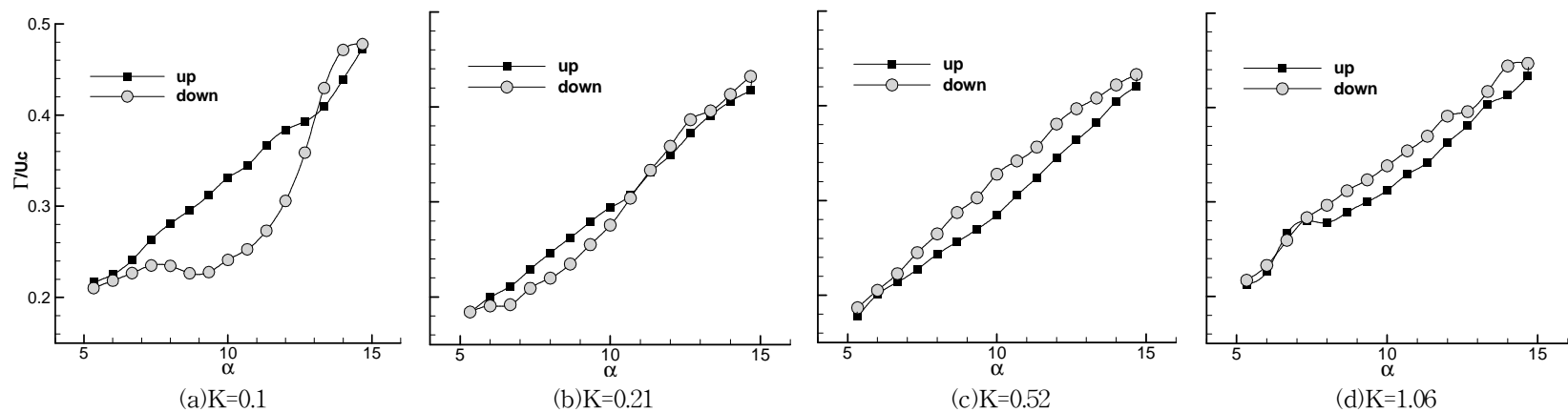


Fig. 41 Non-dimensional circulation at each reduced frequency with phase compensation ($x/c = 1.0$)

III. 결론

현재까지 프로펠러 변형해석은 주로 날개의 강도 해석 관점에서 이루어져 왔다. 그러나 추진기를 복합재료로 제작하는 경우 날개 변형이 추진기 자체의 추진성능과 tip vortex 변화에 따른 소음 특성 변화에도 상당한 영향을 줄 수 있기 때문에 정밀한 유탄성 해석을 통하여 날개의 평균적 변형이 추진성능에 미치는 영향뿐만 아니라 고차 하모닉 성분에 의한 동적 거동까지도 정확하게 예측할 필요가 있다.

본 연구는 PIV를 이용한 진동날개 주위 2차원 및 3차원 유동장을 계측하여 유동현상에 대한 이해를 높이고 수치해석결과를 검증하고자 하였다. 먼저 피칭운동하는 NACA 0012 단면의 2차원 날개주위 유동계측을 실시하여 날개의 무차원진동수 (즉, 진동주파수)에 따른 유동특성을 조사하였다. 모형의 날개의 진동 제어에는 AC 서브 모터, 타이밍 벨트, 풀리와 함께 PC 컨트롤러를 이용하였다. 레이놀즈 수는 2×10^4 이고 날개의 진동수는 0.2Hz, 0.5Hz, 1Hz로서 각각의 K 값에서 평균 받음각을 5° , 15° 로 하고 진폭을 $\pm 5^\circ$ 로 하여 실험을 수행하였다. 비정상유동장에서 순간 받음각 변화에 따른 속도와 난류분포의 이력현상 등을 파악하기 위하여 위상평균법(phase-averaging technique)을 이용하였다. 연구결과 K값이 증가함에 따라 pitching-up과 pitching-down시 매우 다른 유동양상을 보여주었으며, 유선의 undulation은 진동주파수가 증가함에 따라 더욱 증가하고 있으며 vortex shedding도 더욱 명확히 드러났다.

또한, 진동하는 3차원 날개에 미치는 비정상성의 영향을 살펴보았다. 이는 속도 및 받음각의 주기적인 변화로 인해 형성되는 3차원날개 후류의 비정상 유동 특성을 파악하기 위한 것이 연구의 주 목적이었으며, 그에 따른 기초적인 실험 연구로 PIV를 이용하여 유동 특성을 정의 하였고, 보다 정량적인 정보를 얻고자 수치 해석 및 프로그램을 이용하여 본 연구의 결과를 도출했다. K 값에 따른 난류 운동에너지와 와도를 각 순간 받음각에 대해서 그 특성을 살펴보았으며, Tip vortex의 유속 분포와 vortex center의 형상을 임의의 기준에 의해 측정하였다.

참고 문헌

- [1] 김종성, “진동하는 날개의 후류에 관한 실험 연구”, KAIST 박사 학위 논문, pp. 5 ~ 61, 1989.
- [2] 장조원, “진동하는 3차원 날개의 Tip Vortex Roll-up에 관한 실험적 연구”, KAIST 박사 학위 논문, pp.1 ~ 201, 1998.
- [3] 장조원, 박승오, “진동하는 날개의 Tip Vortex Roll-up에 관한 실험적 연구 #1, #2”, 한국항공우주학회지, 27권, 6호, pp.1 ~ 9, 1999.
- [4] 김기섭, 강관형 外, “공기 주입을 통한 수중익 캐비테이션의 변동 압력 제어”, 대한조선학회 춘계 학술 대회 논문집, pp.292 ~ 295, 1999.
- [5] 현범수, 김무룡, “진동하는 2차원 날개 후류에 형성되는 와류 유동 특성에 대한 실험적 연구”, 대한조선학회 추계 학술 대회 논문집, 2004.
- [6] 현범수, 김무룡, “위상 평균법을 이용한 2차원 진동 날개 주위의 유동 계측”, 대한조선학회 춘계 학술 대회 논문집, 2005.
- [7] 현범수, 김무룡, 정영래, “진동하는 사각날개끝 Tip Vortex 구조에 관한 실험적 연구”, 대한조선학회 추계 학술 대회 논문집, 2005.
- [8] D. T. Yeh & A. Plotkin, "Vortex Paner Calculation of Wake Rollup Behind a Large Aspect Ratio Wing", AIAA Journal, Vol.24, No.9, pp.1417~1423, 1986.
- [9] H. Higuchi, J. C. Quadrell & C. Farell, "Vortex Rollup for an Elliptically Loaded Wing at Moderately Low Reynolds Numbers", AIAA Journal, Vol.25, No.12, pp.1537~1542, 1987.
- [10] D. Favier, C. Maresca, A. Castex, & C.Barbi, "Vortex Influence on Oscillating Airfoils at High Angle of Attack", AIAA Journal, Vol.24, No.7,

pp.424~432,1987.

- [11] J. Dacles-Mariani, J. S.Chow, G. Zilliac & P. Bradshaw, "Numerical/Experimental Study of a Wingtip vortex in the Near Field", AIAA Journal, Vol.35, No.12, pp.1837~1843,1997.
- [12] J.S.Chow, G. Zilliac & P.Bradshaw, "Mean and Turbulence Measurements in the Near Field of a Wing Tip Vortex", AIAA Journal, Vol.35, No.10, pp.1563~1567, 1997.
- [13] B.R. Ramaprian & Y. Zheng,"Measurements in Rollup Region of the Tip Vortex from a Rectangular Wing", AIAA Journal, Vol.35, No.12, pp.1837~1843, 1997.
- [14] B.R. Ramaprian & Y. Zheng, "Near Field of the Tip Vortex Behind an Oscillating Rectangular wing", AIAA Journal, Vol.36, No.7, pp.1263~1269, 1998.
- [15] Sungho Ko & W. J. McCroskey, "Computations of Unsteady separating Flows over an Oscillating airfoil", AIAA Journal, Vol.35, No.7, pp.1235 ~ 1238, 1994.
- [16] J.A. Ekaterinaris & F.R. Menter, "Computation of Oscillating Airfoil Flows with One-and Two-Equation Trubulence Models", AIAA Journal, Vol.32, No.12, pp.2359 ~ 2365, 1994.
- [17] Yishifumi Shida, Kunio Kuwahara, Kiyooki Ono & Hideo Takami, "Computation of Dynamic Stall of a NACA-0012 Airfoil", AIAA Journal, Vol.25, No.3 , pp.408 ~ 413, 1987.
- [18] Sanjay Mittal & Priyank Saxena, "Hysteresis in flow past a NACA-0012 airfoil", Computer methods in applied mechanics and engineering, Vol.191, pp. 2179 ~ 2189, 2002.

- [19] J.Soria, T.H.New, T.T.Lim & K.Parker, "Multigrid CCDPIV measurements of accelerated flow past an airfoil at an angle of attack of 30° ", Computer methods in applied mechanics and engineering, Vol. 27, pp.667 ~ 676, 2003.
- [20] Piziali, R. A., "2-D and 3-D oscillating wing aerodynamics for a range of angles of attack including Stall", NASA Center for AeroSpace Information (CASI), NASA-TM-4632, A-94053, 19940901, 1994.
- [21] Katz, J. & Weihs, D., "Behavior of Vortex Wakes from Oscillating Airfoils, Journal of Aircraft, Vol.15, No.12, pp.861 ~ 863, 1978.
- [22] Kadlec, R. A. & Davis, S.S., "Visualization of Quasiperiodic Flows", AIAA Journal, Vol.17, No.11, pp.1164 ~ 1169, 1979.
- [23] Oshima, Y. & Oshima, K., "Vortical Flow behind an Oscillating Airfoil", Proceedings of the 15th International Congress of Theoretical and Applied Mechanics, Toronto, Canada, 1980.
- [24] De Ruyck, J. & Hirsch, C., "Turbulence Structures in the Wake of an Oscillating Airfoil", Proceedings of the IUTAM Symposium on Unsteady Turbulent Shear Flows, Toulouse, France, 1981.